Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

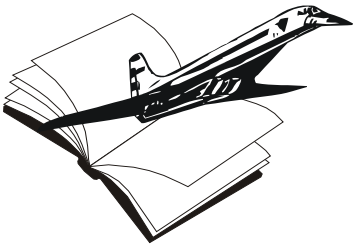
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ

Белорусский национальный технический университет

Международная молодежная научная конференция

«XXV ТУПОЛЕВСКИЕ ЧТЕНИЯ (школа молодых ученых)»,

посвященная 60-летию со дня осуществления Первого полета человека в космическое пространство и 90-летию Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ



ТОМ I

МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ

СБОРНИК ДОКЛАДОВ

Казань 2021

УДК 629.7(082)
ББК 39.5Я43
Туп 85

Туп 85 XXV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция, 10–11 ноября 2021 года: Материалы конференции. Сборник докладов. – В 6 т.; Т. 1. – Казань: Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2021. – 723 с.: ил.

ISBN 978-5-6045150-8-2
ISBN 978-5-6045150-9-9

В сборнике представлены тексты докладов участников Международной молодёжной научной конференции «XXV Туполевские чтения (школа молодых ученых)», посвященные актуальным вопросам и проблемам развития аэрокосмических технологий, машиностроения, энергетики, приборостроения, информационных, инфокоммуникационных, радиоэлектронных технологий, а также социально-экономические аспекты создания аэрокосмической техники.

Материалы докладов публикуются в авторской редакции.
Ответственность за аутентичность и точность имен, названий и иных сведений, а также за соблюдение законов об интеллектуальной собственности несут авторы публикуемых материалов.

Редакционная коллегия:
Аникин И.В., д.т.н., профессор; **Бабушкин В.М.**, д.т.н., доцент;
Беляев В.А., д.полит.н., профессор; **Варсегов В.Л.**, д.т.н.;
Вершинин И.С., к.т.н., доцент; **Гайнутдинов В.Г.**, д.т.н., профессор;
Гайсин А.Ф., д.т.н., доцент; **Галимов Э.Р.**, д.т.н., профессор;
Гатауллина И.А., д.и.н., доцент; **Гильмутдинов А.Х.**, д.ф.-м.н., профессор; **Глебов Г.А.**, д.т.н., доцент; **Гортышов Ю.Ф.**, д.т.н., профессор;
Данилаев М.П., д.т.н., профессор; **Денисов Е.С.**, к.т.н., доцент;
Евдокимов Ю.К., д.т.н., профессор; **Зайдуллин С.С.**, к.т.н., доцент;
Захаров О.Г., к.т.н.; **Козлов С.В.**, д.т.н., доцент; **Костин В.А.**, д.т.н., профессор;
Мингазов Б.Г., д.т.н., профессор; **Михайлов С.А.**, д.т.н., профессор;
Морозов О.Г., д.т.н., профессор; **Надеев А.Ф.**, д.ф.-м.н., профессор; **Насыбуллин А.Р.**, к.т.н., доцент; **Низамеев И.Р.**, к.х.н., доцент;
Новикова С.В., д.т.н., доцент; **Нугуманова Л.Ф.**, д.э.н., доцент;
Першин Е.А., к.т.н; **Попов И.А.**, д.т.н., профессор;
Сабирзянов А.М., к.филос.н., доцент; **Саиткулов В.Г.**, д.т.н., профессор;
Саттаров А.Г., д.т.н.; **Сафаргалиев М.Ф.**, к.э.н., доцент;
Сиразетдинов Р.Т., д.т.н., доцент; **Солодухо Н.М.**, д.филос.н., профессор;
Тимеркаев Б.А., д.ф.-м.н., профессор; **Файзуллин Р.Р.**, д.т.н., доцент;
Ференец А.В., к.т.н., с.н.с.; **Хабибуллин Ф.Ф.**, к.т.н.;
Халиулин В.И., д.т.н., профессор; **Чермошенцев С.Ф.**, д.т.н., профессор**; Шарнин Л.М.**, д.т.н, профессор; **Шлеймович М.П**., к.т.н., доцент;
Юнусов Р.Ф., к.т.н., доцент; **Якупов З.Я.**, к.ф.-м.н., доцент;
Янбаев Р.М., к.т.н.; **Яхина Р.Р.**, к.фил.н., доцент.

ISBN 978-5-6045150-8-2
ISBN 978-5-6045150-9-9

© Оформление. Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2021
©Авторы докладов 2021

УДК 629.784

60-ЛЕТИЮ ПОЛЁТА В КОСМОС Ю.А. ГАГАРИНА – ПОСВЯЩАЕТСЯ

Алтунин В.А.
altspacevi@yahoo.com
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань;
Казанское регионально отделение Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского при КНИТУ-КАИ, г. Казань)

В докладе раскрывается жизненный путь первого космонавта планеты – Юрия Алексеевича Гагарина. Показаны особенности его первого полёта в космос.

Великий русский учёный К.Э. Циолковский писал: «Уверяю Вас, человек полетит в Космос на ракете. Конечно, это будет русская ракета, и, конечно, полетит на ней русский человек…. Пройдёт ещё не более 30-40 лет, наука вплотную приблизится к космическому рейсу. Этот счастливый день станут считать первым днём космической эры в жизни человечества. Этот день и имя первого космонавта войдут в историю человечества».

Сбылась мечта великого К.Э. Циолковского! Весенний день 12 апреля 1961 года перевернул мир. Впервые человечество шагнуло в космос. Первый космический полёт совершил гражданин СССР, военный лётчик морской авиации, старший лейтенант Юрий Алексеевич Гагарин.

Юрий Алексеевич Гагарин родился 9 марта 1934 года в деревне Клушино Гжатского района Западной области РСФСР (ныне Гагаринский район Смоленской области), неподалёку от города Гжатск (ныне Гагарин). 1 сентября 1941 года Юра Гагарин пошёл в первый класс начальной школы в родной деревне Клушино. Уже шла Великая Отечественная война.

Когда 12 октября в деревню пришли фашисты, они первым делом сожгли школу, взорвали храм с трёхвековой историей, а всех селян выгнали из своих домов на улицу. Отец Юрия – Алексей Иванович – был инвалидом, но большим умельцем - плотником, он быстро соорудил в огороде землянку, в которой семья Гагариных прожила почти 2 года (3 марта 1943 года, когда Клушино было освобождено). В мае 1949 года Гагарин окончил 6 класс Гжатской средней школы, и 30 сентября поступил в Люберецкое ремесленное училище №10. Одновременно поступил в вечернюю школу рабочей молодёжи, 7 класс которой окончил в мае 1951 года, а в июне окончил с отличием училище по специальности формовщик – литейщик. В августе 1951 года Гагарин поступил в саратовский индустриальный техникум, и 25 октября 1954 года впервые пришёл в Саратовский аэроклуб. В 1955 году Юрий Гагарин добился значительных успехов, закончил с отличием учёбу и совершил первый самостоятельный полёт на самолёте Як-18. Всего в аэроклубе Юрий Гагарин выполнил 196 полётов и налетал 42 часа 23 минуты. 27 октября 1955 года Гагарин был призван в армию и отправлен в Оренбург, в 1-е военно-авиационное училище лётчиков им. К.Е. Ворошилова. Обучался у известного в те времена лётчика-испытателя Я.Ш. Акбулатова. 25 октября Гагарин закончил училище с отличием.

В течение 2 лет служил в 169 истребительном авиационном полку 122 истребительной авиационной дивизии Северного флота, вооружённом самолётами МиГ-15бис. К октябрю 1959 года налетал в общей сложности 265 часов. 9 декабря 1959 года Гагарин написал заявление с просьбой зачислить его в группу кандидатов в космонавты. Уже через неделю его вызвали в Москву для прохождения медицинских комиссий. 3 марта 1960 года приказом Главнокомандующего ВВС К.А. Вершинина зачислен в группу кандидатов в космонавты, 11 марта вместе с семьёй выехал к новому месту службы. С 25 марта начались регулярные занятия по программе подготовки космонавтов. А через год состоялся исторический полёт Ю.А. Гагарина в космос.

Вспомним, как давно это было… Космодром Байконур, в 5.30 утра в небольшом домике играют «Подъём» молодому офицеру Юрию Гагарину. После обычной физзарядки – завтрак из своих «космических» 160 - граммовых туб - увы, так велели врачи, чтобы в организме было меньше «твёрдых шлаков», т.к. впереди - перегрузка, предполётный медицинский смотр и облачение в космическое снаряжение. Пилот надевает на себя тёплый, мягкий и лёгкий комбинезон лазоревого цвета. Затем специалисты «натаскивают» на него защитный скафандр, он должен был обеспечивать сохранение работоспособности даже в случае разгерметизации кабины корабля, и демаскирующую ярко-оранжевую оболочку - для поисковиков. Тут же проверяют приборы и аппаратуру, вмонтированные в скафандр. Гагарину помогают надеть на голову белый шлемофон, сверху – гермошлем.

На нём крупными буквами нитрокраской спешно напишут: «СССР». Это предложит начальник Центра подготовки космонавтов Евгений Карпов для того, чтобы при приземлении космонавта никто не принял за шпиона – лётчика. Такое было время… Велась напряжённая работа по подготовке к запуску «Востока», огромная роль в ней Сергея Павловича Королёва, который вникал во все детали подготовки к полёту, даже в такие, казалось бы, мелочи, как «ритуал» представления космонавта Государственной комиссии или порядок встречи его с командой, готовящей старт «Востока», его отеческая забота о космонавтах и искренняя дружба с ними. Факт запуска «Востока-1» никак не освещался заранее - власти стремились обеспечить секретность.

И вообще у многих были сомнения в успехе этого полёта - об этом говорят многие факты:

1) Например, известно, что накануне полёта Гагарин написал жене Валентине и детям (двум дочерям) трогательное прощальное письмо. Но так как он всё-таки смог вернуться обратно на Землю, в тот день письмо адресатам не показали. Лишь после гибели космонавта в 1968 году его передали жене.

2) ТАСС (главное информационное агентство Советского Союза) заготовило заранее, ещё перед 12 апреля, три разных сообщения об этом полёте: на случай успешного его завершения, на случай поисков космонавта за рубежом и на случай летальной катастрофы.

3) Нельзя сбрасывать со счетов и то, что до апрельского полёта «Востока-1» уже было произведено шесть тестовых стартов и три из них завершились трагедиями. 15 мая 1960 года поднятый на орбиту корабль-спутник из-за неполадок в ориентационной системе не смог спуститься к земле - он летает вокруг нашей планеты и сейчас. В сентябре 1960 года непосредственно при взлёте на 38-ой секунде произошёл взрыв двигательной установки и всей ракеты ракеты, на её борту находились две собачки: Лисичка и Чайка. Запуск от 1 декабря начинался неплохо: собачки Пчёлка и Мушка поднялись, как было задумано, на орбиту. А вот спусковая траектория в конце полёта оказалась неправильной из-за отказа системы стабилизации корабля во время работы тормозной двигательной установки, и он вполне мог приземлиться за пределами территории Советского Союза, что было недопустимо, сработала система аварийного подрыва ракеты - корабль с животными внутри него взорвался и полностью сгорел. В космосе взорвалось тогда 32 кг тротила, собачки, конечно, не выжили.

С.П. Королёв и его огромный коллектив всё-таки добились успешного возвращения первых живых существ на Землю. Это были всем известные героини собачки Белка и Стрелка, весь мир тогда полюбил этих космических испытателей. Так же вернулись на Землю собачки Жулька и Альфа, которые стартовали на последнем корабле модификации 1К. С ними, кстати, сработала поговорка «Не было бы счастья, да несчастье помогло». Спускаемый аппарат с Жулькой и Альфой приземлился в незапланированном районе Красноярского края. Животные были спасены благодаря тому, что не сработала система катапультирования и они остались в спускаемом аппарате, иначе в 40-градусный мороз они бы замерзли.

4) Но не всё проходило гладко, как хотелось. При одном из первых запусков не удалось вернуть на Землю корабль из-за неисправности в системе ориентации и бортовой автоматики, в результате работы тормозной двигательной установки корабль вместо торможения, наоборот получил некоторую дополнительную скорость и перешёл на другую орбиту. Главный конструктор С.П. Королёв увидел в этом неудачном событии первый опыт маневрирования в космосе, переход с одной орбиты на другую. Беспилотные запуски корабля-спутника «Восток», надёжность работы конструкции корабля и его систем укреплял веру в целях первого пилотируемого полёта человека. Для четвёртой проверки в марте 1961 года провели «чистовые» лётные испытания двух кораблей по программе полёта, намеченной для корабля «Восток», с манекенами вместо космонавтов. Кроме манекенов, там были подопытные мыши, лягушки и две собачки: Чернушка и Звёздочка. Оказывается, что приземление этих двух спускаемых аппаратов произошло не в Саратовской области, а на территории Татарстана, около села Старый Токмак. На место незапланированного приземления прибыли Главный конструктор С.П. Королёв, начальник отдела подготовки космонавтов генерал-лейтенант Н.П. Каманин, академик В.В. Парин, член корреспондент Академии наук СССР С.М. Книжник, командующий Приволжским военным округом и другие военные и учёные. Через некоторое время, когда сошёл снег, колхозники нашли крышку с иллюминатором спускаемого аппарата (её срезало при приземлении), а потом и пороховую капсулу. По инструкции все эти детали должны были уничтожить (под прессом), но из Москвы прислали целый самолёт за этими деталями. На крышке сделали надпись: «Горячий привет освоителям космоса от колхозников села Старый Токмак и чекистов Елабуги!» Так и хранится она с этой надписью в музее космонавтики в Москве. При подготовке этих кораблей был учтён весь опыт предыдущих запусков. Успешное завершение этих двух полётов позволило перейти к осуществлению полёта человека в космос.

5) До полёта оставалось загадкой, как психика человека может отреагировать на условия космоса, чтобы первый космонавт в порыве помешательства не попытался бы управлять полётом корабля, поэтому внутри корабля была реализована особая защита от умопомешательства пилота. Чтобы вручную управлять кораблём, Гагарин должен был перейти на ручное управление. А для этого ему необходимо было открыть конверт с одним листочком, на котором была записана математическая задача. Только решив её, можно было узнать код доступа к панели управления для дальнейшей её разблокировки. На случай, если космонавт вдруг сошел бы с ума и начал болтать что попало, было предусмотрено блокирование связи с Землей. На случай неадекватных действий с его стороны был предусмотрен вариант автоматического закрытия скафандра и фиксации космонавта в кресле. Также во избежание осуществления неправильных действий со стороны космонавта, к примеру посадки на территории наших «друзей» из капстран, на борту стоял шифр-замок, блокирующий систему ориентации корабля. При необходимости перехода на ручное управление кораблем (при условии, что космонавт находится в своем уме) шифр кода разблокировки могли сообщить Гагарину и с Земли. При этом было только четыре человека, знающих его: это ведущий конструктор Олег Ивановский, Николай Каманин, руководивший отбором и подготовкой первых советских космонавтов, сам Королёв и председатель Госкомиссии Константин Руднев.

6) Участие СССР в космической гонке с США тогда привело к тому, что при создании корабля «Восток» был выбран ряд неоптимальных, но зато простых и быстро осуществимых решений. Некоторые компоненты создать вовремя не успели, в результате пришлось отказаться от системы аварийного спасения на старте и системы мягкой посадки корабля. Кроме того, из конструкции строящегося корабля «Восток-1» была убрана дублирующая тормозная установка. Последнее решение было обосновано тем, что при запуске корабля на низкую 180 - 200 километровую орбиту, он в любом случае в течение 10 суток сошёл бы с неё вследствие естественного торможения о верхние слои атмосферы и вернулся бы на землю. На эти же 10 суток рассчитывались и системы жизнеобеспечения.

На Байконуре в день полёта Гагарин поднимает в приветствии руки и направляется к космическому кораблю. А впереди – лишённое жизни бесконечное пространство, полное смертоносного излучения, метеорных потоков. Впереди - невесомость. Впереди - огромная скорость, с которой предстояло пронестись над планетой. Разве не повод для беспокойства? Опасность таил и старт - до полёта произошло несколько катастроф. Но Юрий верил в успех. Верил Главному конструктору Сергею Павловичу Королёву, его таланту, мудрости, его инженерным расчётам, верил другим людям, готовившим полёт. Незадолго до запуска были окончательно определены космонавты «Востока-1»: Юрий Алексеевич Гагарин и его дублёр - Герман Степанович Титов (который всегда был рядом с Гагариным до момента запуска). Было глубокое убеждение, что Ю.А. Гагарин сумеет сделать всё, на что способен человек, чтобы выполнить возложенную задачу. До сих пор подобное происходило лишь в сказках. Должен был совершиться «прыжок в неизвестность».

Нервное напряжение охватило всех и никто не старался его скрыть, оно дошло до своего апогея к моменту команды «Ключ - на старт!». В 9 часов 6 минут 56 секунд московского времени срабатывает контакт подъёма. Включаются двигатели, четыре металлические опо- ры, на которых висела ракета – носитель «Восток 8К72К» с космическим кораблём «Восток-1», не касаясь грунта, отваливаются в стороны, и вся система отрывается от Земли.

Гагарин слышит пронзительный свист, вскоре перешедший в могучий рёв.

Далее шёл отсчёт секундам, и только когда на фоне грохочущей симфонии ракетных двигателей, проникающей снаружи в бункер, прозвучал по радиосвязи спокойный и уверенный торжествующий голос Юрия Алексеевича: историческое «Поехали!», – это напряжение сменилось радостью и гордостью за человека, который покидал Землю и устремлялся в космос на корабле, созданном советскими людьми. Вот головной обтекатель автоматически сбрасывается в сторону за плотными слоями атмосферы. В иллюминаторах показывается далёкая земная поверхность. В это время «Восток» летит над Сибирью (корабль идёт с запада на восток). Гагарин видит широкую сибирскую реку, островки и берега, поросшие тайгой.

Ракета стремительно набирает скорость, и Юрия вдавливает в кресло. Перегрузки становятся так велики (3-4 единицы), что он не может пошевелиться. По мере того как «Восток» постепенно преодолевает силу притяжения, перегрузки уменьшаются. И вот, наконец, разделение с носителем, корабль выходит на околоземную орбиту. Теперь Гагарин летит со скоростью 8 километров в секунду(28800 км/час), с которой никто до него не летал.

Сергей Павлович, с трудом сдерживая волнение, коротко передавал по радиосвязи сообщения на удаляющийся от Земли «Восток». Вот этот, уже ставший историческим, диалог Главного конструктора и первого космонавта СССР и планеты Земля:

Королёв: «Мы все желаем Вам доброго полёта, всё нормально!».

Гагарин: «До свиданья, до скорой встречи, дорогие друзья!».

Королёв: «До свиданья, до скорой встречи!».

Гагарин: «Вибрация учащается, шум несколько нарастает».

Королёв: «Время 70 секунд от начала старта».

Гагарин: «Понял Вас. Самочувствие отличное, продолжаю полёт, растут перегрузки, всё хорошо…».

Королёв: «По скорости и времени всё нормально. Как чувствуете себя?».

Гагарин: «Чувствую себя хорошо!».

Королёв: «Всё в порядке, машина идёт хорошо!».

Гагарин: «Сброс головного обтекателя… Вижу Землю. Несколько растут перегрузки, самочувствие отличное, настроение бодрое!».

Королёв: «Молодец, отлично! Всё идёт хорошо!».

Гагарин: «Наблюдаю облака над Землёй, мелкие, кучевые, и тени от них. Красиво. Красота-то какая! Как слышите?».

Королёв: «Слышим Вас отлично. Продолжайте полёт».

Гагарин: «Полёт продолжается хорошо. Перегрузки растут, медленное вращение, всё переносится хорошо, перегрузки небольшие, самочувствие отличное. В иллюминаторе наблюдаю Землю: всё больше закрывается облаками».

Королёв: «Всё идёт нормально. Вас понял, слышим отлично…».

Все свои ощущения и наблюдения Юрий записывал на бортовой магнитофон. Юрий отталкивается от кресла, насколько позволяли привязные ремни, и как бы зависает между потолком и полом кабины, испытывая необычайную лёгкость в теле. Руки и ноги, казалось, ему не принадлежали. Он впервые испытывает ощущение реальной невесомости, но быстро к ней приспосабливается. А рядом свободно парят планшет, карандаш, блокнот. После полёта Ю.А. Гагарин рекомендовал всем последующим космонавтам - привязывать карандаши и прочие необходимые предметы. Всё это очень напоминало полёты во сне, позже вспоминал космонавт. Самое необычное – поведение жидкости. Вода, вытекавшая из питьевого контейнера, принимает сферическую форму, плавает в воздухе до тех пор, пока не достигает какой-нибудь твёрдой поверхности, на которую осаждается, подобно росе на цветке. Корабль идёт в автоматическом режиме. Корректировка траектории полёта, скорость корабля, микроклимат внутри кабины – всё это и многое другое контролируется с Земли. С орбиты хорошо просматриваются береговые линии, горные хребты, лесные массивы и искривление земной поверхности. Бледно-голубая атмосфера над этим изгибом постепенно темнеет, приобретая ряд невероятно сочных оттенков – от бирюзового до тёмно-синего, фиолетового и, наконец, чёрного. Совсем по-другому отсюда выглядит и солнце. Без земной атмосферы, рассеивающей его лучи, оно кажется в сотни раз ярче. Проходят минуты и «Восток» внезапно окутывает кромешная тьма, т.к. он из потока солнечных лучей входит в затенённую сторону Земли. Внизу черно, однако Юрий предполагает, что пролетает над океаном. Вскоре корабль вновь входит в полосу света, и горизонт сияет всеми цветами радуги, начиная с ярко-оранжевого. Максимальное расстояние корабля от поверхности Земли в апогее составило 327 километров. Менее чем за 90 минут «Восток» облетает вокруг Земли, наступает время возвращаться. И этот этап, к слову, рискованный, космонавт проходит с честью. Спускаемый аппарат корабля совершил посадку на территории СССР в Саратовской области. На высоте нескольких километров от поверхности Земли Юрий Гагарин катапультировался и совершил посадку на парашюте вблизи спускаемого аппарата. В 10.55 Юрий касается ногами грунта. Через некоторое время космонавта №1 доставили на территорию ближайшего ракетного дивизиона ПВО. Он был в комбинезоне, но без шлемофона. Кто-то из офицеров - ракетчиков вручил ему свою фуражку с чёрным бархатным околышком. На место приземления прибыл главный конструктор С.П. Королёв, его ближайший помощник и теоретик отечественной космонавтики М.В. Келдыш.

Первый космический полёт человека был непродолжительным. Он длился всего 108 минут. Но именно эти минуты вошли в историю человечества как начало новой эры – эры проникновения человека в космос. Как только корабль вышел на орбиту, руководство СССР обрушивает супер новость на головы ничего не подозревающих землян. Московское радио прерывает свои передачи, звучит музыка, и диктор торжественно объявляет: «В Советском Союзе на околоземную орбиту выведен первый космический корабль с человеком на борту». Так было задумано. Высокая комиссия посчитала целесообразным выдать в эфир первое сообщение ТАСС сразу после выхода корабля-спутника на орбиту. В случае необходимости это облегчало быструю организацию спасения, исключало бы объявление каким-либо иностранным государством космонавта разведчиком в военных целях, ведь шла «холодная война». Русские, украинцы, белорусы, казахи, татары… Все советские люди с замиранием сердца слушают сообщение: их стране удалось сотворить научное чудо. Это были дни всемирного ликования! Правительство по достоинству оценило подвиг молодого советского человека: старший лейтенант Гагарин стал Героем Советского Союза и майором Советской Армии.

В комментариях газета «Правда» 12 апреля 1961 года подчеркивала историческое значение этого события: «Победу в освоении космоса мы считаем не только достижением нашего народа, но и всего человечества… Наши достижения и открытия мы ставим не на службу войне, а на службу миру и безопасности народов».

Этот космический полёт сделал Гагарина всемирной знаменитостью. Он много путешествовал по городам нашей страны, по странам и континентам, посетил даже США, которые тогда также приступили к реализации своей космической программы. В то время в США тоже готовился полёт человека в космос, но в ракете по баллистической траектории, т.е. без выхода на орбиту искусственного спутника Земли. Советские учёные во главе с С.П. Королёвым решили идти своим путём – создать мощную трёхступенчатую ракету, способную вывести на орбиту корабль-спутник весом около 5 тонн. Это решение оказалось единственно правильным, т.к. открывало дорогу полного исследования невесомости (при полёте в космосе по программе США – состояние невесомости начисляется лишь несколькими минутами).

Так, в США только 5 мая 1961 года был осуществлён пуск по баллистической траектории ракеты-носителя с американским пилотируемым кораблём «Фрэдом –7». Пилотировал корабль американский астронавт Алан Шеппард, полёт продолжался 15 минут 22 секунды. В полёте капсула с астронавтом достигла максимальной высоты 185 километров, а затем приводнилась в 480 километрах от места старта. А 20 февраля 1962 года в США был осуществлён пуск ракеты-носителя, которая вывела на околоземную орбиту американский космический корабль «Френдшип-7» с астронавтом Джоном Глени. Был совершён виток вокруг земного шара. Т.е., прошёл почти год после полёта Юрия Гагарина, прежде чем американцы провели первый орбитальный пилотируемый полёт!

Подготовка к запуску человека в космос была начата задолго до 12 апреля 1961 года. Была создана ракета Р-7, никогда не забудется день 21 августа 1957 года, когда был произведён запуск первой в мире этой межконтинентальной баллистической ракеты, её последняя ступень пролетела 8000 км и опустилась в заданном районе. При обсуждении полученных результатов полёта этой ракеты, которая являлась военной и предназначалась для ядерных ответных ударов вероятного противника, Сергея Павловича охватил творческий научный порыв (хотя было уже 3 часа ночи) и он начал при всех мечтать вслух, строить планы на будущее. Он говорил, что полёт ракеты подтвердил правильность принятых технических решений и что ракета, после её модификации, сможет вывести на орбиту искусственный спутник Земли. Такие работы уже велись тогда. И очень скоро настал этот незабываемый день начала космической эры –4 октября 1957 года – был запущен первый искусственный спутник Земли! Далее создавалась и запускалась целая серия кораблей – искусственных спутников Земли, в том числе и для исследования Луны.

Были неполадки и на Байконуре: в ходе подготовки к полёту и в ходе самого полёта, легендарный полёт первого человека в космос мог закончиться вовсе не мировым триумфом, т.к. было зафиксировано несколько ситуаций, о которых подробно рассказывал самый близкий соратник и заместитель С.П. Королёва – Борис Евсеевич Черток (с ним я встречался на Чтениях памяти К.Э. Циолковского в Калуге и на Академических (Королёвских) чтениях по космонавтике в Москве:

1) В день перед вывозом ракеты-носителя на стартовый стол при взвешивании Гагарина в скафандре с креслом обнаружился перевес в 14 килограммов. Тогда в срочном порядке в течение одной ночи были разработаны и проведены работы по облегчению космического корабля, которые, в частности, включали в себя обрезку ряда кабелей, что впоследствии и привело к ряду нештатных ситуаций во время полета. Вместе с кабелями, необходимыми для непилотируемых полетов, были обрезаны важные датчики давления и температуры. "Почему-то сочли, что датчиков, находящихся внутри корабля, будет достаточно", - отметил Черток.

2) Еще одна «нештатка» была выявлена за один час до запуска корабля «Восток». «При закрытии посадочного люка спускаемого аппарата, по данным телеметрии, выяснилось, что один из трех кольцевых контактов отказал, и люк якобы не закрылся полностью, т.е. была обнаружена негерметичность люка. Причиной оказалась неточная регулировка кольцевого контакта. По указанию Сергея Павловича Королева люк был открыт, контакт отрегулирован, но какое напряжение всего за час до старта это событие вызвало у всех инженеров, задействованных при запуске! Пока шли переговоры с боевым расчётом, пока принималось решение, на всю работу, до момента расхождения ферм оставалось минут 30. Но монтажники уложились в 20 минут, и все датчики показали полное закрытие люка. Все причастные к этому получили потом благодарности», - вспоминает заместитель Сергея Павловича Королева Б.Е. Черток. Во время задержки запланированного старта С.П. Королёв успокаивал Юрия Гагарина, сообщая ему по радиосвязи, что обнаружена небольшая неисправность датчика, что сейчас всё исправят. Юрий всё это время в течение двух часов в горизонтальном положении в скафандре напевал и насвистывал песню: «Родина слышит, Родина знает…». Этот контакт в космосе после отстрела крышки люка должен был подавать команду на таймер катапультирования, так что его функционирование было жизненно важным.

3) Проблемы продолжились и во время полета: корабль Юрия Гагарина «Восток-1» был выведен на нерасчетную орбиту, т.к. возникла новая проблема — пропала связь с «Востоком». Почему-то не сработал измерительный пункт в Колпашево, расположенный в Томской области. У Королёва было шоковое состояние, у него начали дергаться мускулы на лице, голос срывался, он страшно переживал отсутствие связи: с Гагариным за эти несколько минут могло произойти все, что угодно. Потом связь восстановилась, Юрий Алексеевич передал, что его корабль вышел на орбиту. Сломался один из приборов, и радиосигнал выключения центрального двигателя, поданный с Земли, не был принят автоматикой. В результате автоматика сработала по резервному варианту (выключение двигателя произошло только после срабатывания дублирующего механизма (таймера)), с опозданием на 0,5 секунды. Реальная скорость оказалась на 22 м/с выше расчетной. В результате апогей орбиты оказался на 302 км, в то время как расчетный составлял 217 км. В экстренных ситуациях планируемая высота орбиты должна была обеспечить самопроизвольный и самостоятельный спуск за счет аэродинамического торможения об атмосферу спустя 4 дня. Система жизнеобеспечения «Восток-1» была рассчитана на декаду (на 10 дней), в то время, как торможение на реальной орбите заняло бы от 20 до 50 суток. В случае отказа тормозной системы корабля Гагарин был бы обречен.

4) Тормозные двигатели космического корабля также проработали не совсем идеально. Скорость «Восток-1» планировалось уменьшить на 136 м/с, но не полностью закрылся обратный клапан наддува бака горючего и часть топлива была утрачена. Тормозные двигатели выключились только по истечении предельного срока работы 44 сек., но орбитальную скорость «Востока» удалось снизить лишь на 132 м/с. Из-за этого траектория спуска сменилась на более пологую. Также не по плану пошли и последующие операции.

5) В конце орбитального полёта тормозная двигательная установка (ТДУ) конструктора Исаева проработала успешно на 67-ой минуте орбитального полёта и «Восток» с Гагариным на борту начал спуск, но из-за недобора импульса автоматика выдала запрет на штатное разделение отсеков.

6) Нештатная работа тормозных двигателей привела к тому, что нарушилась стабилизация корабля, «Восток-1» начало раскручивать вдоль собственной оси, Скорость вращения достигала примерно 30 градусов в секунду. В результате, в течение 10 минут перед входом в атмосферу корабль беспорядочно ещё и кувыркался со скоростью 1 оборот в секунду. В глазах Гагарина все кружилось - он видел то небо, то горизонт, то Африку. Космонавт уперся ногами в иллюминатор, но шторки закрывать не захотел, поскольку самого интересовало происходящее. Правда, приходилось постоянно зажмуриваться от

Солнца. Гагарин решил не пугать руководителей полёта (в первую очередь - Королёва) и в условном выражении сообщил о нештатной ситуации на борту корабля. В положении такого вращения Юрий ждал разделения.

7) Разделения в ожидаемый момент не последовало. При гарантии скорого входа в атмосферу автоматика проводит разделение, но из-за недостаточно погашенной скорости такой гарантии не было. По времени после выхода на траекторию посадки разделение должно было произойти спустя 10-12 секунд после выключения тормозных двигателей. Однако разделение произошло только на высоте примерно 110 км примерно через 10 минут после запланированного срока. Когда корабль вошёл в более плотные слои атмосферы, то соединяющие кабели перегорели, а команда на разделение отсеков поступила уже от термодатчиков (к этому моменту обшивка корабля нагрелась примерно до 150 градусов), так что спускаемый аппарат наконец отделился от приборно-двигательного отсека. Разделения не было, потому что при неполной выдаче тормозного импульса оно блокировалось системой управления: разделение допустимо, когда есть гарантии скорого входа в атмосферу, если же есть риск остаться на орбите, отделять приборный отсек с его мощными аккумуляторами и системой ориентации равносильно гибели. Поэтому спускаемый аппарат с космонавтом входил в атмосферу в связке с приборным отсеком.

8) Спуск происходил по баллистической траектории (как и у остальных космических кораблей серий «Восток» и «Восход»), то есть с 10-12 -кратными перегрузками, к которым Гагарин был готов. На несколько секунд Гагарин испытал потерю фокуса зрения и потемнение в глазах - это явный признак того, что дело идет к потере сознания. Сложнее было пережить психологические нагрузки — после входа капсулы в атмосферу загорелась обшивка корабля (температура снаружи при спуске достигает 3—5 тысяч градусов), по стёклам иллюминаторов потекли струйки жидкого металла, а сама кабина начала потрескивать. Гагарин сообщил Королёву, что он горит, а Сергей Павлович его успокоил, сказав, что так и надо (т.е. так и должно быть).

8) На высоте 7 км в соответствии с планом полёта Гагарин катапультировался, после чего капсула и космонавт стали спускаться на парашютах раздельно (по такой же схеме происходила посадка и остальных пяти кораблей из серии «Восток»).

Интересно, что капсула спускаемого аппарата Гагарина в составе корабля имела на орбите скорость движения вокруг Земли 28.000 км в час, это в 11 раз быстрее скорости сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. На то, чтобы облететь вокруг земли ушло 1 час и 45 минут.

Когда кресло с Гагариным катапультировалось из спускаемого аппарата, взору космонавта открылся вид на Волгу. «Я сразу увидел большую реку. И подумал, что это Волга. Больше других таких рек нет в этом районе», - вспоминал Гагарин.

После катапультирования и отсоединения воздуховода спускаемого аппарата, в герметичном скафандре Гагарина не сразу открылся клапан, через который должен поступать наружный воздух, так что Гагарин чуть не задохнулся.

«Трудно было с открытием клапана дыхания в воздухе. Получилось так, что шарик клапана, когда одевали, попал под демаскирующую оболочку. Подвесной системой было все так притянуто, что я минут шесть никак не мог его достать. Потом расстегнул демаскирующую оболочку и с помощью зеркала вытащил тросик и открыл клапан нормально», - вспоминал сам Гагарин. Гагарин приземлялся с закрытым забралом скафандра и только на земле смог открыть его.

9) И тут при спуске в атмосфере внезапно произошло открытие ранца запасного парашюта, который сначала повис, не наполнившись воздухом. Однако при прохождении облака его немного поддуло, он раскрылся, наполнился, и дальше Гагарин спускался на двух парашютах. Это было очень опасно, поскольку запасной парашют при попадании внутрь основного перекрывал бы поток воздуха для основного парашюта. Основной парашют

начинал бы складываться, и человек, летящий вниз, получал бы большое ускорение. К счастью для Гагарина, купол запасного парашюта не попал внутрь купола основного.

10) Во время спуска у Гагарина выпал носимый аварийный запас (НАЗ). 30-ти килограммовая укладка с самым необходимым для выживания должна была спускаться под ногами космонавта, прикрепленная длинной стропой к скафандру. Внутри была надувная лодка, она пригодилась бы в случае приводнения на Волгу, продукты, медикаменты, радиостанция и пистолет. Однако потеря этих 30 кг сделала космонавта легче, и его отнесло еще дальше от берега.

«Открылся НАЗ и полетел вниз. Через подвесную систему я ощутил сильный рывок и все. Я понял, НАЗ пошел вниз самостоятельно. Вниз я посмотреть не мог, куда он падает, так как в скафандре это сделать нельзя - жестко к спинке привязан» - вспоминал Гагарин.

9) Последней проблемой в этом полёте оказалось место посадки - Гагарин мог опуститься на парашюте в ледяную воду Волги, где уже начался весенний ледоход. Гагарину помогла хорошая предполётная подготовка - управляя стропами, он увёл парашют от реки и приземлился в 1,5—2 километрах от берега.

«Всё это было впервые, какие-то ошибки были неизбежны. Кроме того, никто не мог позволить себе тогда даже мысли о том, что первыми в космосе могут быть американцы, все очень спешили, чтобы обеспечить полет вовремя, и в результате мы победили», - заключил патриарх отечественной космонавтики, соратник Сергея Королева академик Борис Черток.

Выполнив один оборот вокруг Земли, в 10:55:34 на 108-й минуте корабль завершил полёт. Из-за сбоя в системе торможения спускаемый аппарат с Гагариным приземлился не в запланированном районе, а в Саратовской области, неподалёку от Энгельса в районе села Смеловка. В 10:48 радар близлежащего зенитно-ракетного дивизиона засёк неопознанную цель - это был спускаемый аппарат (зенитчиков за сутки до этого предупредили, чтобы они следили за «контейнерами с неба»). После катапультирования целей на радаре стало две.

Первыми людьми, которые встретили космонавта после полёта, оказались жена местного лесника Анна (Анихайят) Тахтарова и её шестилетняя внучка Рита (Румия). Вскоре к месту событий прибыли военные из дивизиона и местные колхозники. Одна группа военных взяла под охрану спускаемый аппарат, а другая повезла Гагарина в расположение части. Оттуда Гагарин по телефону отрапортовал командиру дивизии ПВО: «Прошу передать главкому ВВС: задачу выполнил, приземлился в заданном районе, чувствую себя хорошо, ушибов и поломок нет. Гагарин».

Обгоревший спускаемый модуль «Востока-1» сразу же после приземления Гагарина прикрыли тканью и увезли в подмосковные Подлипки на режимную территорию Королёвского ОКБ-1. Позже он стал главным экспонатом в музее ракетно-космической корпорации «Энергия», выросшей из ОКБ-1. Музей долгое время был закрытым (попасть в него было можно, но достаточно сложно - только в составе группы, по предварительному письму), в мае 2016 Гагаринский корабль стал общедоступен, в составе выставки. Некоторое время спускаемый аппарат выставляется в павильоне «Космос» на ВДНХ. Сейчас аппарат снова пребывает в музее РКК «Энергия».

Секретность была такая, что Сергея Павловича не пустили даже на трибуну Кремля, когда шла демонстрация, посвященная полету Гагарина! С нами он своими чувствами не делился, но близкие к нему люди говорили, что он переживал этот факт.

Запуск первого человека в космос был шагом в неведомое. Спустя годы специалисты по надежности вычислили истинную вероятность благополучного исхода полета Юрия Гагарина и получили всего... 46 процентов.

Мужество и героизм космонавта, самоотверженная работа конструкторов, инженеров, медиков дали человечеству очень ценную информацию: оно могло быть уверенным, что человек может существовать в космосе и возвращаться к нормальной жизни на Земле.

После первого космического полёта потом были и другие полёты, и другие космонавты, но Ю.А. Гагарин навсегда останется первым! (Его полёт зарегистрирован в Международном спортивном комитете как большое достижение). После своего космического полёта Ю.А. Гагарин неоднократно приезжал на родину, встречался с родственниками, с односельчанами, с одноклассниками, поддерживал со всеми дружественные отношения, помогал во многих вопросах. Он дважды избирался депутатом Верховного Совета СССР, пользуясь огромным авторитетом, мог войти к любому партийному чиновнику, к любому министру с разговором отнюдь не о личных проблемах. Ю.А. Гагарин продолжал своё образование, так в 1968 году с отличием окончил Военно-воздушную инженерную академию им. Н.Е. Жуковского. Принимал непосредственное участие в обучении и тренировке экипажей космонавтов, в руководстве полётами космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз». В 1964-1968 годах он был заместителем начальника Центра подготовки космонавтов.

В память об Ю.А. Гагарине написаны книги, стихи, сняты кинофильмы, установлены памятники, названы города, улицы и площади, скверы и парки, созданы исторические музеи, ежегодно проводятся Международные и Всероссийские научные конференции «Гагаринские чтения» для студентов, аспирантов и молодых учёных, различные конкурсы и олимпиады для школьников, даже спортивные соревнования на кубок Гагарина. На родине первого космонавта создан дом-музей семьи Гагариных, где восстановлены все постройки, колодец и землянка, в которой жили во время войны пятилетний Юра с родителями и с братом и сестрой. Этот исторический уголок и землянку показывают иностранцам. Космонавт Алексей Леонов предложил ритуал, который традиционно выполняется и сегодня: перед полётом в космос весь экипаж молодых космонавтов обязательно посещает дом-музей Гагариных, перед которым поставлен памятник матери первого космонавта – Анне Тимофеевне, землянку, все пьют всегда холодную воду из колодца. Также традиционно каждый новый экипаж космического полёта возлагает цветы у Кремлёвской стены в Москве, где захоронен прах Ю.А. Гагарина и других космонавтов. Государственный центр подготовки космонавтов гордо носит имя Ю.А. Гагарина. В Смоленске создан новый музей космонавтики им. Ю.А. Гагарина, где бережно хранятся документы, фотографии прославленного земляка, даже планшет и карандаш, который уплыл из рук Юрия Алексеевича на орбите при наступлении невесомости. Генеральный директор музея «Московский Кремль» в Москве - Елена Гагарина – дочь Юрия Алексеевича Гагарина - в этом году открыла экспозицию, посвящённую 60-летиюв полёта в космос Юрия Гагарина.

В Москве на выставке народного хозяйства перед павильоном «Космос» установлена ракета «Восток» с космическим кораблём «Восток-1». В Калуге перед государственным музеем истории космонавтики (ГМИК) им. К.Э. Циолковского также возвышается ракета «Восток» с космическим кораблём «Восток-1», и стоит памятник Ю.А. Гагарину, который закладывал первый кирпич при строительстве этого известного во всём мире музея. Написаны книги, стихи, песни, проводятся спортивные состязания на кубок Гагарина. В г. Гагарине создан исторический музей космонавтики им. Ю.А. Гагарина, мемориальный отдел которого уже более 40 лет возглавляет племянница первого космонавта планеты – Тамара Дмитриевна Филатова, на базе этого музея ежегодно проводится конференция «Гагаринские чтения».

Для всех остаётся большой загадкой, как 27 марта 1968 года погиб космонавт №1 Ю.А. Гагарин в авиакатастрофе вместе с известным лётчиком 1 класса В. Серёгиным, которые совершали тренировочный полёт на учебном истребителе «Миг-15» (бортовой №18) на малой высоте вблизи деревни Новосёлово Владимирской области. Официальных разъяснений – почему в несложном тренировочном полёте разбились два Героя Советского Союза и класс-ных лётчика – нет до сих пор… Видимо, это будет известно еще не скоро. Останки самолёта, в котором он разбился, запаяны в металлические бочки и хранятся на спец. складе одной из в/частей. Прах Ю.А. Гагарина захоронен в кремлёвской стене в

Москве. Но его имя, образ мужественного и талантливого российского парня – всегда будет в сердцах благородных россиян.

Город Гжатск и Гжатский район Смоленской области в целях увековечения памяти были переименованы соответственно в город Гагарин и Гагаринский район. Его имя носят Российский государственный научно-исследовательский центр подготовки космонавтов, Военно-воздушная академия, другие учебные заведения. Юрия Гагарина помнят не только в России. Международная авиационная федерация (ФАИ) учредила Золотую медаль имени первого космонавта мира Ю.А. Гагарина. «Он позвал всех нас в космос», – скажет о Гагарине Нил Армстронг - человек, первый вступивший на поверхность Луны.

За эти 60 лет в космонавтике сделано очень многое, а первым был Гагаринский старт. Он олицетворяет и будет олицетворять величайшие достижения нашего Отечества, земные свершения, мировой прогресс.

Пилотируемая космонавтика дала второе дыхание непилотируемой.

Ю.А. Гагарину были присвоены следующие звания: Лётчик – космонавт СССР (14 апреля 1961 г); Герой Советского Союза (14 апреля 1961 г.); Герой Социалистического труда Чехословацкой Социалистической Республики (28 апреля 1961 г.); Герой Социалистического труда Народной республики Болгарии (23 мая 1961 г.); Герой Труда Демократической республики Вьетнам; Президент Общества советско-кубинской дружбы; Почётный член Общества «Финляндия-Советский Союз»; с 1966 года являлся Почётным членом Международной академии астронавтики.

Большую роль в развитие отечественной космонавтики внесли и казанские учёные. Навсегда вписаны в историю КНИТУ-КАИ и нашей страны такие имена, как Г.Н. Лист, Г.С. Жирицкий, Д.Д. Севрук, Д.Я. Брагин, А.В. Болгарский и др. В годы Великой Отечественной войны на Казанском авиационном заводе №16 работал будущий академик В.П. Глушко, который разрабатывал реактивные ускорители для боевых самолётов, а будущий академик С.П. Королёв - испытывал их. Именно В.П. Глушко был организатором создания на базе КАИ первой в стране кафедры ракетных двигателей, где С.П. Королёв был старшим преподавателем. Затем этой кафедрой руководил дважды лауреат Государственной премии академик В.Е. Алемасов, после него – дважды лауреат Государственной премии, чл. - корр. Академии наук РТ, д.т.н., профессор А.Ф. Дрегалин. На весь мир известен учебник «Теория ракетных двигателей» авторов Алемасова В.Е., Дрегалина А.Ф., Тишина А.П., написанный под редакцией академика В.П. Глушко. Не превзойдённым и уникальным является 10-ти томный справочник по ракетным двигателям, созданный этим же творческим коллективом, под руководством В.П. Глушко. Многие выпускники КАИ были участниками создания первых баллистических ракет и спутников, стали крупными учёными, руководителями заводов и предприятий аэрокосмической отрасли. Большую работу по пропаганде и развитию отечественной космонавтике проводят учёные КазРО РАКЦ.

Говорят, что если бы был жив Ю.А. Гагарин, жизнь в современной России была бы лучше! Мало кто знает, что после совершения первого космического полёта Ю.А. Гагарин был в гостях не только во многих странах и городах, но и в Казани – он был гостем молодёжного фестиваля в спортивном лагере «Волга» и отдыхал в домике на берегу Волги (в Боровом Матюшино).

Прошли годы и десятилетия, выросли целые поколения. Современная молодёжь сегодня должна знать историю развития Российской науки, космической техники, героев космо-са, а первую очередь – первого космонавта нашей страны и планеты Земля – Юрия Алексее-вича Гагарина.

Первый полёт в космос навсегда останется самым ярким символом стремления человека к познанию и прогрессу. Беспощадное время не властно стереть из памяти людской имя Юрия Гагарина, великого сына России, первым проложившего путь к звёздам, открывшего новую эру в истории мировой цивилизации. Первый космонавт планеты – Юрий Гагарин – навсегда останется в памяти и сердцах нашего народа и всего человечества!

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Герасимов М.И. Иванов А.Г. Звездный путь. — М.: Изд-во «Политиздат», 1986.354 с.

2. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». [Электронный ресурс]. URL: https://www.roscosmos.ru (дата обращения: 23.01.2021).

3. Губарев В.С. Утро космоса: Королев и Гагарин. М.: Изд-во «Молодая гвардия», 1984. 191 с.

4. История создания и развития Военно-космических Сил Российской Федерации. Учебное пособие. Под ред. Кузьмина В.Н. — СПб.: 1998. 93 с.

5. Коваль А.Д. Космос далекий и близкий. Лениздат, 1977. 382 с.

6. Латанов В.М., Курбатов О.А. О вкладе участников Великой Отечественной войны, военнослужащих ВС СССР в создание и становление космодрома Байконур в начале космической эры // Всеобщая история. — Москва: Изд-во «Научтехлитиздат», 2020. — № 1. С. 30–40.

7. Мелуа А.И. Ракетная техника, космонавтика и артиллерия: биографии ученых и специалистов: [энциклопедия]. Изд. 2-е, доп. Москва; Санкт-Петербург: Гуманнистика, 2005. 1125 с.

8. Летные испытания ракетно-космической техники. Время. Космодромы. Люди. / Под общ. ред. Б.И. Посысаева. М.: Изд-во «Индивидуум», 2020. 559 с.

9. Романов А.П., Борисенко И.Г. Отсюда дороги к планетам легли. 2-е изд., доп. М.: Изд-во «Политиздат», 1986. 240 с.

10. Фаворский В.В., Мещеряков И.В. Военно-космические Силы. Космонавтика и Вооруженные Силы. Книга I. М.: 1997. 285 с.

11. Данилкин Л.А. Юрий Гагарин. М.: Изд-во «Молодая гвардия». 2011. 512 с.

12. Хайрюзов В.Н. Юрий Гагарин. Колумб Вселенной. М.: Изд-во «Вечё», 2011. 368 с.

13. Надеждин Н.Я. Юрий Гагарин. М.: Изд-во «АСТ», 2011. 224 с.

14. Гагарина А.Т., Копылова Т.А. Юрий Гагарин. Глазами матери. М.: Изд-во «Культурная революция», 2011. 368 с.

15. Первушин А.И. Юрий Гагарин Один полёт и вся жизнь. Полная биография первого космонавта планеты Земля. М.: Изд-во «Книга по требованию», 2017. 672 с.

16. Труды Секции истории космонавтики и ракетной техники. Вып.2-ой. 55-летию полёта Юрия Гагарина - посвящается / Под ред. В.Н. Куприянова и М.Н. Охочинского. СПб: Изд-во БГТУ им. Д.Ф. Устинова «ВОЕНМЕХ», 2017. 200 с.

17. Архипова А.Н., Бородавкин и др. Космические адреса Санкт-Петербурга. Северная столица в истории космонавтики и ракетной техники. / Под общ. ред. М.Н. Охочинского. СПб: Изд-во БГТУ им. Д.Ф. Устинова «ВОЕНМЕХ», 2018. 720 с.

18. Куприянов В.Н., Лосик А.В. Юрий Алексеевич Гагарин и некоторые страницы его космической эпопеи и земной славы. (60 лет первого полёта человека в космос). / Науч. ред. д-р ист. наук, проф. А.В. Лосик. СПб: Изд-во БГТУ им. Д.Ф. Устинова «ВОЕНМЕХ», изд-во «Инфо-Да», 2021. 316 с.

19. Милкус А. Юрий Гагарин. Как это было. Первый человек в космосе. М.: Изд-во «Комсомольская правда», 2021. 224 с.

60th ANNIVERSARY OF FLIGHT INTO SPACE Yu.A. GAGARINA - DEDICATED TO

Altunin V.A.

altspacevi@yahoo.com

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan Kazan Regional Branch of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky at KNITU-KAI, Kazan)

The report reveals the life path of the first cosmonaut of the planet - Yuri Alekseevich Gagarin. The features of its first flight into space are shown.

СЕКЦИЯ 1

АЭРОМЕХАНИКА, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОЧНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ (ПИЛОТИРУЕМЫХ И БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ)

УДК 629.735.33

НАДЕЖНЫЙ КОНТРОЛЬ ПОСАДКИ КВАДРОКОПТЕРА НА НАКЛОННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Алексеев Н. Н.
1nike93@mail.ru
Научный руководитель: С.А. Терентьев, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ г. Казань)

В статье предлагается надежный алгоритм управления посадкой квадрокоптера, а также посадочной платформы для приземления на наклонную или проблемную поверхность. Чтобы использовать квадрокоптер для наружного применения, необходимо спроектировать посадочную платформу, которая может выдерживать внешние препятствия, такие как ветер и весовые нагрузки во время приземления. Обычные посадочные платформы с втягивающим устройством не подходят для достижения устойчивой посадки на наклонных поверхностях или препятствиях. Поэтому в этой статье двухзвенные посадочные опоры используются для стабильной посадки на наклонную поверхность или препятствие с помощью подходящего алгоритма управления. Для достижения устойчивой посадки на наклонной поверхности предложен алгоритм совместного управления квадрокоптером и посадочной платформой. Предлагаемая система надежной посадки состоит из двух контроллеров, управление посадочной платформой и пропорционально-интегрально-производное управление на основе нейронной сети для управления квадрокоптером в реальном времени. Был реализован квадрокоптер с надежной посадочной платформой, и с системой продемонстрирована производительность надежного алгоритма управления посадкой.

Введение

Дрон - это система беспилотного летательного аппарата, которая автоматически или полуавтоматически летает по заранее запрограммированному маршруту на земле без непосредственной посадки пилота. Преимущество винтокрылого беспилотника в том, что он может выполнять вертикальное движение подъема / опускания, а также зависать, особенно при сравнении типов с вращающимся крылом и с неподвижным крылом, что позволяет ему функционировать в менее ограниченном пространстве. [1]

1. Надежный алгоритм посадки

Чтобы квадрокоптер благополучно приземлился на склоне, необходимо выполнить балансировку опорной стойки по каждой оси. Когда посадочные ноги контролируются и уравновешиваются, будет трудно приземлиться квадрокоптеру из-за изменения центра тяжести, вызванного движением опорных ног. Чтобы решить эту проблему, был разработан алгоритм совместного управления квадрокоптером, который справляется с движением, вызванным опорными ногами.

На (рис. 1) показана общая блок-схема кооперативного управления, которая разделена на секции управления квадрокоптером и посадочной опорой. Два контроллера образуют взаимодополняющие отношения. Управление посадкой направлено на минимизацию ошибок крена и тангажа, которые возникают, когда квадрокоптер приземляется на наклонной поверхности, что может быть выполнено путем получения обратной кинематики четырех опор. Расчетная погрешность регулируется по горизонтали с помощью пропорционального управления производной. Двигатель ноги контролируется, чтобы уменьшить погрешность высоты квадрокоптера относительно генерируемого центра тяжести, который возвращается для выполнения контроля высоты квадрокоптера. Управление квадрокоптером разработано с помощью ПИД-регулятора (NN-PID), который быстро реагирует на ошибки положения, вызванные нарушениями, происходящими в режиме реального времени. Это может

эффективно контролировать ошибки позы, вызванные факторами окружающей среды, такими как возмущение и ветер, вызванные движением опорных ног.

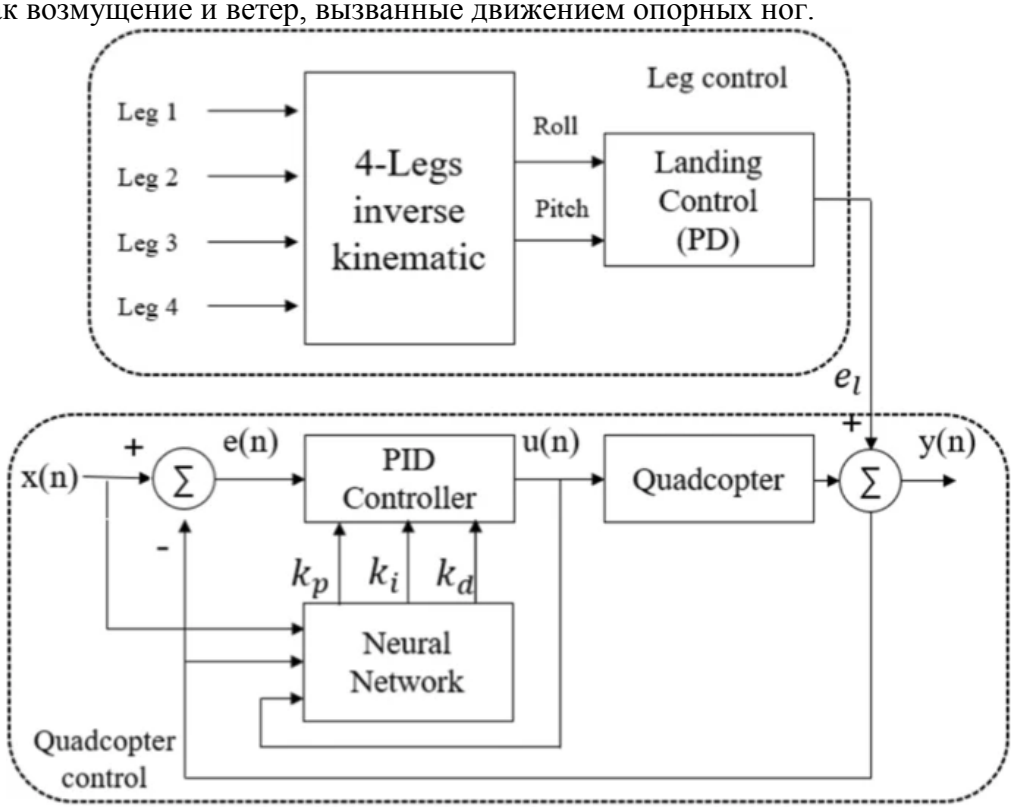


Рис. 1 Блок-схема кооперативного управления

Есть несколько способов управления квадрокоптером, но наиболее часто используемый из них - это ПИД-регулятор. В этом исследовании контроллер NN-PID был разработан для адаптивного использования в различных ситуациях.

На рис.2 показан контроллер NN-PID для квадрокоптера. Контроллер NN-PID непрерывно регулирует параметр (kп , kя , kd) PID для настройки значения усиления в реальном времени. Входной сигнал u (n) ПИД-регулятора во временной области может быть выражен следующим образом:

$u(n)=u(n-1)+kpe(n)-e(n-1)+kie(n)+kde(n)-2e(n-1)+e(n-2)$, (1)

где $e(n)=y(n)-u(n)e(n)=y(n)$ − представляет ошибку между входом и выходом. [1]

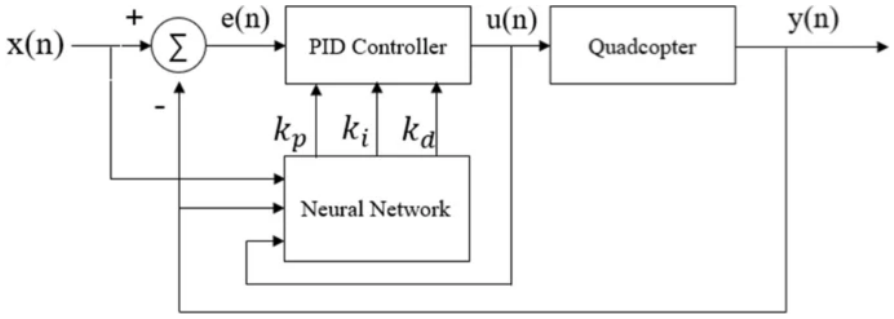


Рис.2 Структура управления NN-PID

2. Адаптивный алгоритм посадки

Адаптивный алгоритм посадки был разработан для достижения стабильной посадки за счет адаптации к наземной ситуации с использованием опор для приземления, когда квадрокоптер совершал посадку в сложной наземной ситуации. Датчик силы, прикрепленный к нижней части опорной ноги, может определять, касается ли каждая ось

опоры земли; таким образом достигается балансировка с помощью датчика инерциального измерительного блока, прикрепленного к квадрокоптеру, для выполнения посадки.

Он управляет ногами, расположенными на высоком склоне, для поддержания баланса и контролирует каждый сустав ног, анализируя обратную кинематику двухзвенной конструкции.

На рис. 3, чтобы поддерживать баланс квадракоптера, конечная точка A тела по наклонной должен быть перемещен в B.ϕ. [2]

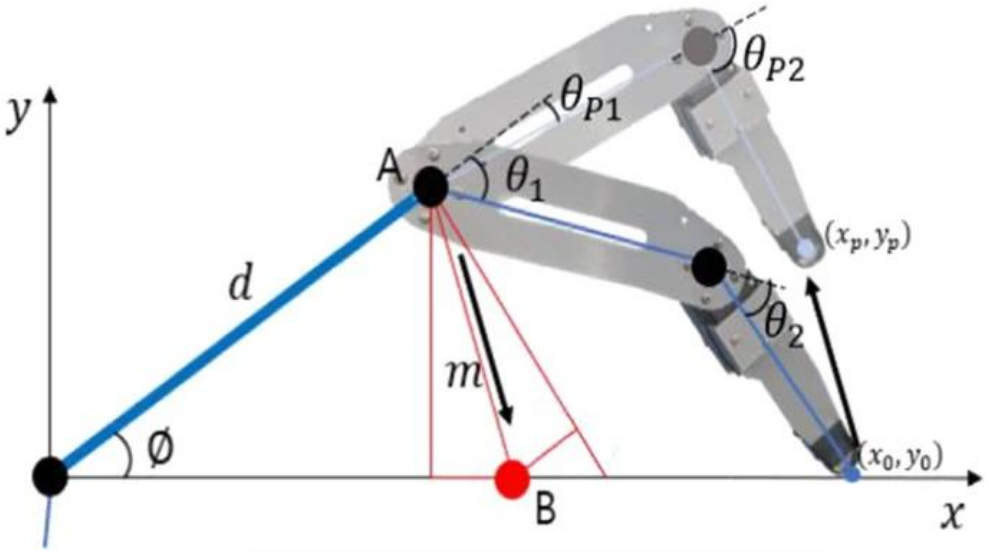


Рис. 3 Система координат посадочной площадки

Когда длина тела равна *d*, расстояние перемещения осей *x* и *y* может быть получено следующим образом:

xϕ=2dsin2(ϕ2)xϕ=2dsin2 (ϕ/2) (2)

yϕ=d sin ϕyϕ=d sin ϕ (3)

Координаты (xp,yp), полученные путем перемещения положения концевого эффектора опорных лап на основе *x* и *y* , вычисленных в уравнениях (2) и (3) следующие:

xp=x0−xϕ,yp=y0+yϕ (4)

Сценарий приземления на препятствие, наклоненный под углом 20 °, можно описать как три этапа: (а) посадочная платформа достигла препятствия, (б) управление ногами позволяет удерживать дрон в горизонтальном положении относительно земли, и (в) дрон удерживают в горизонтальном положении, чтобы не мешать ногам.

Обратим внимание на то, что при приземлении квадрокоптер воспринимает землю через датчик силы, прикрепленный к нижней части ноги, и выполняет контроль баланса, когда четыре ноги достигают земли. Когда датчик силы не достигает земли, он плавно опускается. В это время квадрокоптер спускается по стационарной схеме полета. [2]

На рис.4 показана блок-схема алгоритма посадки. Когда квадрокоптер попытается приземлиться после полета, он сначала зависнет. Затем квадрокоптер медленно опустится и определит, следует ли касаться земли через датчик силы, прикрепленный к опорной стойке. Если все опорные стойки соприкасаются, вычисляется обратная кинематика, управление балансом выполняется через серводвигатель, прикрепленный к суставу каждой опоры, и управление посадкой завершается. [2]

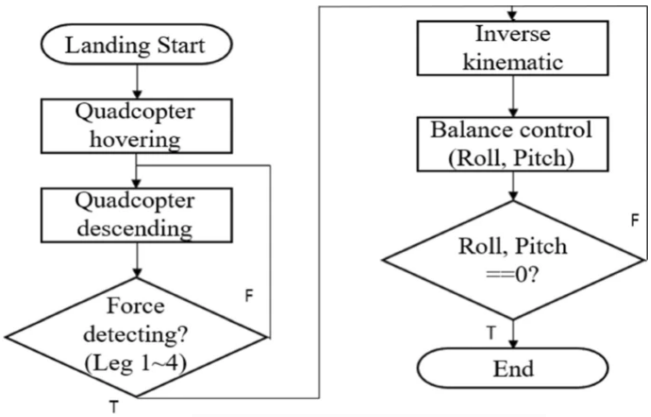


Рис. 4 Схема алгоритма посадки

В статье был предложен алгоритм совместного управления квадрокоптером и посадочной платформой, у которой есть опоры для приземления в различных грунтовых условиях. Квадрокоптером управлял надежный контроллер на основе NN-PID, чтобы безопасно приземлиться на землю против нагрузки и возмущений ветра во время операции посадки. Также был реализован адаптивный алгоритм посадки для посадочной платформы, обеспечивающий стабильную посадку на наклонной поверхности, взаимодействующей с квадрокоптером.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. В.И. Гаркушенко, Г.Л. Дегтярев. Теория автоматического управления: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2010. 274с.

2. Эшли, Х. Инженерные исследования летательных аппаратов / Х. Эшли. М.: Машиностроение, 2016. 424 с.

ROBUST LANDING CONTROL OF A QUADCOPTER ON A SLANTED SURFACE

Alekseev N.N.

1nike93@mail.ru

Scientific adviser: S.A. Terentyev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI Kazan)

The article offers a reliable algorithm for controlling the landing of a quadrocopter, as well as a landing platform for landing on an inclined or problematic surface. To use the quadcopter for outdoor use, it is necessary to design a landing platform that can withstand external obstacles, such as wind and weight loads during landing. Conventional landing platforms with a retractor are not suitable for achieving a stable landing on inclined surfaces or obstacles. Therefore, in this article, two-link landing supports are used for a stable landing on an inclined surface or obstacle using a suitable control algorithm. To achieve a stable landing on an inclined surface, an algorithm for joint control of the quadcopter and the landing platform is proposed. The proposed reliable landing system consists of two controllers, i.e. high-speed proportional-derivative control of the landing platform.

УДК 62-835

СБОРНО-РАЗБОРНЫЙ БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ ПОЛЕТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ НА БАЗЕ СЕКЦИИ КРЫЛО-ФЮЗЕЛЯЖ

Антипов А.Н.
arkantipov@mail.ru
Научный руководитель: И.Н. Абдуллин, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной работе представлено описание, принцип работы разрабатываемой модели беспилотного летательного аппарата, представлена техническая новизна и специально разработанная конструктивная часть – секция крыло-фюзеляж. Также представлены графические изображения, поясняющие суть предлагаемого аппарата, ее конструктивные нововведения и решения.

В нише беспилотной авиации существует проблема низких полетных характеристик используемых схем, а именно: для планерной характерна высокая скорость, устойчивость полета, но и высокие требования к стартовой и посадочной площадке, дополнительные механизмы запуска (катапульта); для коптерной схемы – возможность взлета и посадки с неподготовленных площадок, но низкая скорость полета и низкая тяговооруженность. Решаемой технической задачей является расширение функциональных возможностей, БПЛА, созданного на базе предлагаемой модели, путем создания эффективной конструкции беспилотного летательного аппарата, предполагающего размещение на БПЛА подъемных винтов, установки оперения на хвостовой части БПЛА, при всем этом стоит задача не усложнить процесс сборки и разборки БПЛА, а также сохранить его компактность в разобранном виде.

Предлагается следующая схема: сборно-разборный беспилотный летательный аппарат, содержащий секцию крыло-фюзеляж, консоли крыла, плотно насаженные на цилиндрические трубки, соединяющиеся с секцией посредством осевых держателей, установленных в цилиндрических отверстиях секции, а также пилоны, на которых размещены подъемные винты, причем в пилонах выполнены цилиндрические отверстия, через которые пилоны установлены на цилиндрических трубках, между секцией и консолями крыла, а также хвостовую часть, на которой расположено вертикальное оперение и кронштейн, на котором установлено горизонтальное оперение, при этом в передней части секции крыло-фюзеляж установлена моторама с двигателем и маршевым винтом , также корпус-обтекатель и капот крепятся к переднему шпангоуту, причем корпус-обтекатель также закреплен на шпангоутах и , в последнем из которых выполнены два отверстия для проводки тяг к рулю направления и рулю высоты, помимо прочего на секции крыло-фюзеляж расположены топливный бак - в передней части, электроаккумулятор – в средней части и контроллер управления полетом. Для наилучшего понимания технической сути предлагаемого решения, представлены графические изображения 1,2,3, где

1. Секция крыло-фюзеляж
2. Консоли крыла
3. Цилиндрические трубки
4. Осевые держатели
5. Пилоны
6. Подъемные винты
7. Хвостовая балка
8. Киль
9. Кронштейн

10. Стабилизатор
11. Моторама
12. Поршневой двигатель
13. Маршевый винт
14. Корпус-обтекатель
15. Капот
16. Передний шпангоут
17. Средний шпангоут
18. Задний шпангоут
19. Тяги управления
20. Руль направления
21. Руль высоты
22. Топливный бак
23. Электроаккумулятор
24. Контроллер

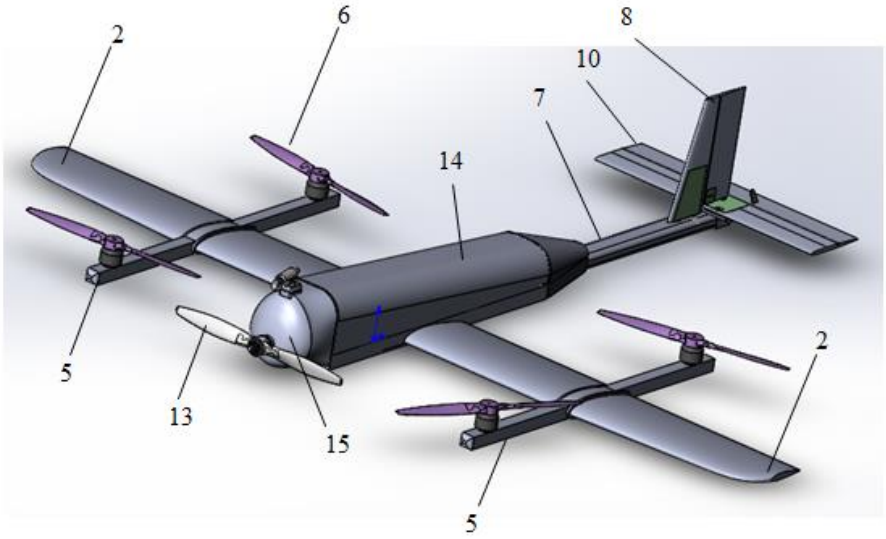


Рис.1 Общий вид

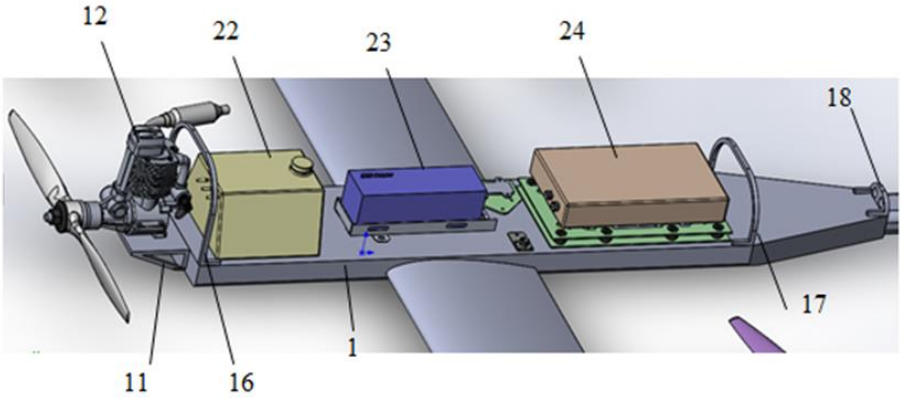


Рис.2 Секция крыло-фюзеляж (корпус снят)

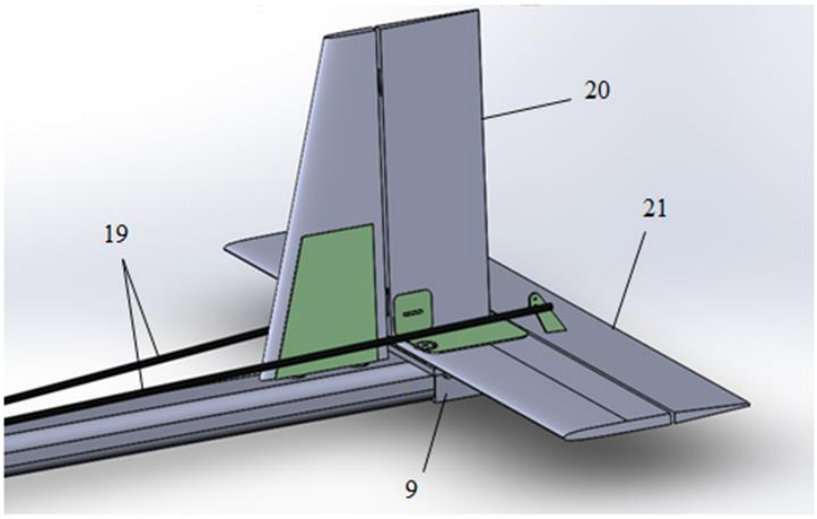


Рис.3 Хвостовая часть

Предлагаемое техническое решение позволяет создать эффективный сборно-разборный беспилотный летательный аппарат с горизонтальным полетом вертикального взлета и посадки, сочетающий в себе преимущества самолета и коптера, а именно высокая грузоподъемность, скорость полета, отсутствие необходимости во взлетно-посадочной полосе, за счет применения уникального элемента конструкции – секции крыло-фюзеляж, позволяющего при достаточной жесткости для присоединения пилонов с подъемными винтами, консолей крыла, а также хвостовой части с оперением сохранить компактность БПЛА в разобранном виде, тем самым упростить транспортировку БПЛА.

На предлагаемой модели БПЛА устанавливается типа двигателей – электрические моторы, предназначенные для работы подъемных винтов, обеспечивающих вертикальный взлет и посадку, и поршневой двигатель, приводящий в работу маршевый винт, обеспечивающий горизонтальный крейсерский полет. Такая схема увеличивает время полета, за счет более экономичного поршневого двигателя, кроме того использование поршневого двигателя в качестве основного при крейсерском полете не расходует запас электроэнергии аккумуляторов, используемой для питания бортового электрооборудования, что значительно расширяет любые вычислительные, навигационные возможности устанавливаемого оборудования.

Уникальность предлагаемой модели состоит в новом конструктивном элементе – секции крыло-фюзеляж, представляющая собой цельную конструкцию, выполненную из композитного материала, состоящую из элемента крыла, расположенного перпендикулярно к основной балке, причем в крыльевой части выполнены цилиндрические отверстия, перпендикулярные продольной оси с осевыми держателями, предназначенными для установки в них консольных частей крыла. Конструкция секции крыло-фюзеляж выполнена с возможностью размещения на стержнях консольных частей крыла пилонов с подъемными винтами, предполагающие вертикальный взлет и посадку БПЛА, а именно, в крыльевой части секции крыло-фюзеляж выполнены с каждой стороны по два отверстия для цилиндрических стержней, на которые устанавливаются пилоны с подъемными винтами, далее на которые устанавливаются консольные части крыла, образуя тем самым полноразмерное крыло.

Сборно-разборный беспилотный летательный аппарат с горизонтальным полетом вертикального взлета и посадки работает следующим образом. Производится сборка модели: к основной части – секции крыло-фюзеляж стыкуются цилиндрические трубки, а именно, в крыльевой части секции выполнены по два отверстия с каждой стороны, в которые вставляются трубки и закрепляются осевыми держателями. На трубки надеваются пилоны с

подъемными винтами, через отверстия, выполненные в пилонах и трубках протягивается проводка для питания и управления подъемными винтами. Далее на концы трубок устанавливаются консоли крыла с каждой стороны и фиксируются держателями. Таким образом из крыльевой части секции крыло-фюзеляж и консольных частей крыла образуется полноценное прямое крыло. В задней части секции имеется отверстие, для установки и фиксации в нем цилиндрической трубки, на которой устанавливается хвостовая балка, выполненная с возможностью крепления оперения: вертикальное оперение крепится через держатели в выполненные в хвостовой балке отверстия, а горизонтальное оперение устанавливается на П-образном кронштейне с помощью таких же держателей, который крепится к концевой части балки и закрепляется двумя штифтами. Руль направления и руль высоты выполнены с качалками, за которые закрепляются две тяги управления.

На фюзеляжной части секции крыло-фюзеляж устанавливается все бортовое оборудование: контроллер, вычислительная аппаратура, электроаккумуляторы и топливный бак. К контроллеру устанавливаются свободные концы тяг управления. Также на данной части секции устанавливаются передний, средний и задний шпангоуты, предназначенные для установки на них корпуса-обтекателя, причем задний шпангоут выполнен в качестве заглушки и имеет два отверстия для тяг управления.

К передней части секции крепится моторама, вынесенная вперед для того, чтобы установленный на ней поршневой двигатель не перегревал корпус-обтекатель. На вал двигателя устанавливается маршевый винт, а сам двигатель закрывается капотом, который крепится сверху к переднему шпангоуту, а сзади – к секции крыло-фюзеляж.

После сборки БПЛА эксплуатируется следующим образом. Включаются электродвигатели с подъемными винтами, и БПЛА начинает вертикальный взлет, причем взлет может осуществляться и с неподготовленной площадки. После набора требуемой высоты, происходит запуск поршневого двигателя и отключение подъемных винтов – БПЛА переходит в режим горизонтального полета. Для осуществления посадки БПЛА снижает скорость полета, включаются электродвигатели с подъемными винтами и останавливается поршневой двигатель. Далее БПЛА начинает снижение до приземления. Все режимы полета, запуск и остановка двигателей осуществляется автоматически посредством предварительной установки карты полета и параметров полета.

Беспилотные летательные аппараты, выполненные на базе предложенной модели, сочетают в себе преимущества планерной схемы, а именно высокую скорость полета, управляемость, высокую грузоподъёмность, и коптерной схемы – возможность производить взлет и посадку на любые поверхности, при этом аппарат в разобранном виде занимает малое пространство, что значительно упрощает его сборку, а универсальная схема аппарата, достигнутая путем использования нового конструктивного элемента – секции крыло-фюзеляж, позволяет при необходимости с легкостью совершить пересборку данного аппарата в полноценный планер, не уступающий по своим конструктивным и полетным качествам планерам-аналогам, при этом не прибегая к использованию станочного и другого оборудования, что позволяет совершить эту операцию непосредственно на месте запуска. Такие аппараты будут интересны для компаний, специализирующихся на сверхлегкой авиации, могут быть использованы в качестве транспортных летательных аппаратов для малогабаритных грузов, устройств для съемки местности, модельной авиации и так далее.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федоренко Р.В., Абдуллин И.Н., Климчик А.С. Обзор БПЛА вертикального взлета и посадки длительного функционирования и формирование технических требований к БПЛА вертикального взлета и посадки, разрабатываемому в университете Иннополис // Труды центра компетенции НТИ «Технологии компонентов робототехники и мехатроники».- Ижевск, 2019, С. 129-166

2. Патент – 181389 РФ, МПК B64C 29/00 (2006.01) Модульная конструкция беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки с комбинированной силовой установкой/ В. Г. Гайнутдинов, И. Н. Абдуллин, Е.С. Головина, О.Ф. Смышляев/ Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)».- 2018100241; Заяв. 09.01.2018 г.; Опубл. 11.07.2018 г.

3. Патент – 181714 РФ, МПК B64C 39/02 (2006.01) Беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки с силовой балкой из композиционного материала/ В.Г. Гайнутдинов, И.Н. Абдуллин, А.Р. Хайруллин, А.М. Михайлова/ Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)».- 2018101340; Заяв. 15.01.2018 г.; Опубл. 26.07.2018 г.

COLLAPSIBLE UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH HORIZONTAL FLIGHT OF VERTICAL TAKEOFF AND LANDING ON THE BASIS OF THE WING-FUSELAGE *SECTION*

Antipov A.
arkantipov@mail.ru
Supervisor: I. Abdullin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This paper presents a description, the principle of operation of the developed model of an unmanned aerial vehicle, presents the technical novelty and a specially designed structural part-the wing-fuselage section. Graphic images explaining the essence of the proposed device, its design innovations and solutions are also presented.

УДК 629.7.01

ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ С АЛЬТЕРНАТИВНЫМ ИСТОЧНИКОМ ЭНЕРГИИ

Ардашева Д.О.
diana.ardashewa@yandex.ru
Научный руководитель: Н.В. Левшонков, к.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

В работе рассматривается проблема поиска альтернативных источников энергии в качестве используемой энергии. Был выполнен анализ патентных работ на данную тему и рассмотрена проблема использования солнечной энергии для перемещения летательных аппаратов в воздухе. Полученные результаты могут быть использованы как в авиационной, так и в космической технике.

В современном мире существует множество летательных аппаратов. Среди них можно выделить самолеты, дирижабли, вертолеты, воздушные шары, планеры. Во всех из них используют для передвижения природные ресурсы – газ, топливо и т.д. Современные изобретатели придумывают что-то, что может уменьшить потребление этих ресурсов. Как вариант, предлагают использовать солнечную энергию.

В данной теме можно выделить несколько направлений разработок летательных аппаратов.

В первом направлении представлены самолеты на солнечной энергии, которые включают в себя корпус, который может иметь форму летающего крыла или дельтовидную конфигурацию, или обычную комбинацию фюзеляжа и крыльев, или любую другую форму. Солнечные элементы расположены снаружи корпуса, предпочтительно на верхних поверхностях фюзеляжа и / или крыльев. Они обеспечивают электроэнергией электролизер, который разделяет воду, взятую из бортового бака, на водород и кислород. Кислород выводится наружу. Водород, полученный при электролизе, направляется в один или несколько резервуаров для хранения водорода низкого давления.[1]

Положение самолета в полете предполагается регулировать, закачивая воду в различные вспомогательные баки, чтобы перенести вес воды. Таким образом, самолет может двигаться по тангажу или крену.

В данном случае заявляется, что самолет не выбрасывает вредных веществ в атмосферу. Вода используется для выработки водорода, который питает топливный элемент, а вода, производимая топливным элементом, рециркулирует для производства водорода. Избыточный водород, производимый в дневное время, сохраняется и используется для обеспечения плавучести и / или для приведения в действие топливного элемента в ночное время. Таким образом, самолет может оставаться в воздухе неограниченное время, ограничиваясь только возможной утечкой водорода и / или воды.

Сюда же относится разновидность малогабаритного электрического летательного аппарата, который имеет солнечные панели и топливный элемент, и относится к технологии ремонта малогабаритного электрического летательного аппарата, в котором используется смесь энергии.

Данный летательный аппарат представлен малогабаритным электрическим самолетом с энергетическим балансом, включающий корпус, устанавливаемый в крыло на корпусе и оперение, крыло управления и крыло движения оперения, а также внутренний механизм управления оперением, расположенный над топливными элементами и топливным баком, силовая консоль и электрическая силовая установка в корпусе, оборудованные солнечными панелями в крыле и внутренним механизмом управления оперением, электроэнергия, которую вырабатывают солнечные панели, топливные элементы и топливный бак, соединяется с электрической силовой установкой по мощности, консоль соответственно.

Механизм управления крылом и механизм управления оперением управляют солнечными панелями в направлении солнца. Электрическая силовая установка оснащена двигателем постоянного тока. Крыло и оперение сделаны из прозрачного материала, а в крыле расположены солнечные батареи.[2]

Будучи снабженным некоторыми топливными элементами и топливным баком в корпусе, эти топливные элементы и топливный бак подключаются в соответствии с электрической мощностью в режиме энергодвигательной установки с параллельным последовательным соединением.

Полностью электрический самолет, благодаря использованию солнечных панелей и топливных элементов, использует электрическую энергию в качестве энергии, обеспечивающей питание в режиме, в котором солнечная энергия и топливный элемент взаимодействуют, и может одновременно обеспечивать защиту окружающей среды и энергосбережение, а также значительно выдвигает двойные требования к долговечности.

Полностью электрический самолет, использующий солнечные панели и топливный элемент помогает снизить давление энергосбережения и сокращения выбросов, увеличивает полезную нагрузку солнечных панелей, максимально поглощает энергию солнечного света за счет использования прозрачного материала для изготовления крыла и оперения, использует топливный элемент и не применяет аккумуляторную технологию, лучше использует пространство и расходный вес, может использовать энергию на нефтяной основе, такую как природное топливо, бензин из-за топливного элемента, возможно обеспечить разумное расположение источника питания от силовой консоли в кабине управления.

Во втором направлении представлен дирижабль с изменяемой геометрией, который может летать либо как самолет легче воздуха (LTA), либо как полностью плавучий, либо как гибридный LTA (частично плавучий самолет) изменяя форму. Один вариант летательного аппарата имеет гибкую оболочку, заполненную гелием или другим подъемным газом. Освобождение или затягивание регулировочных линий изменяет форму оболочки, регулируя внутренние размеры и выдвигая или убирая секции расширения крыла. Форма аппарата может меняться от овальной (для полета легче воздуха) до крылатой (для полета тяжелее воздуха). Управление формой корабля регулирует подъемную силу. Управление скоростью и дифферентом корабля регулирует аэродинамическую подъемную силу.

Преобразование дирижабля из плавучего дирижабля в частично плавучий самолет достигается за счет того, что линии внутри дирижабля расширяют крылья и изменяют форму оболочки. Крылья можно расширить разными способами. Во-первых, можно удлинить механическую пару лонжеронов крыла. Эти лонжероны крыла включают в себя пару механических секций рамы крыла, которые шарнирно соединены с жесткой рамой дирижабля и заключены в гибкие секции расширения крыла. Для развертывания крыла лонжероны крыла поворачиваются в положение, при котором крылья выдвигаются, и поэтому гибкие расширительные секции крыла становятся надутыми крыльями.

Второй способ изменения геометрии дирижабля - без использования механических лонжеронов крыла. В этом методе гибкий конверт имеет форму, которая контролируется завесой цепной цепи, регулировочными линиями и системой сервомеханизма.

Дирижабль с изменяемой геометрией является потенциальной летающей платформой. Дирижабль с изменяемой геометрией имеет плавучие низкоскоростные и высокоскоростные режимы полета. Он может длительное время летать на малых скоростях и малой высоте. Изменение формы на крылатый самолет позволяет быстро перемещаться в новые места или на более высокие высоты.

Также к этому направлению можно отнести технологию, относящуюся к авиакосмической и авиационной технике и, в частности, к гибридным самолетам и дирижаблям.

В летательном аппарате, таком как дирижабль, для обеспечения подъемной силы используется подъемный газ, например гелий или водород. Гибридный самолет получает подъемную силу как за счет подъемного газа, так и за счет крыла в форме крыла, которое также обеспечивает аэродинамическую подъемную силу. Солнечные гибридные летательные аппараты используют большую площадь поверхности оболочки для сбора солнечной радиации для выработки электроэнергии для привода пропеллеров с электрическим приводом.

Однако в связи с нехваткой гелия во всем мире возобновился интерес к использованию водорода в качестве всплывающего газа.

Настоящее изобретение обеспечивает возможность летательного аппарата, такого как дирижабль, регенерировать водород и, таким образом, пополнять газообразный водорода для самолета. Регенерация водорода обычно выполняется путем сбора воды или забора воды из бортового с последующим преобразованием этой воды в водород с помощью электролиза. Водород, образующийся при таком бортовом электролизе воды, используется для пополнения газосодержащей оболочки, чтобы компенсировать любую утечку водорода из оболочки.[3]

Так ж аспектом настоящего изобретения является самолет, содержащий водородосодержащую оболочку, электролизер для преобразования воды в водород, систему пополнения водородной оболочки для пополнения водородсодержащей оболочки водородом, генерируемым с помощью электролизера, и систему очистки для очистки водород, содержащийся внутри оболочки.

Сюда же относится беспилотный летательный аппарат с длительным сроком службы, использующий новые формы энергии.

Беспилотный летательный аппарат с длительным сроком службы, использующий новые формы энергии, включая фюзеляж, гибкую солнечную батарею, двигатель, модуль управления, модуль связи, силовой модуль, пропеллер, разделительную пластину, водородный топливный элемент и водородный баллон. Водородный баллон соединен с водородным топливным элементом. Водородный топливный элемент и гибкая солнечная батарея соединены с силовым модулем соответственно, а модуль связи, модуль управления и двигатель соединены с силовым модулем соответственно, а двигатель соединен с воздушным винтом.[4]

На воздушном шаре, покрывающем гибкую солнечную батарею, напрямую используется солнечная энергия, обеспечивает энергией беспилотный самолет, снижает вероятность разрыва воздушного шара одновременно в виде оболочки. Силовой модуль напрямую получает электроэнергию от водородного топливного элемента и солода.

Кроме того, поскольку у самого беспилотного самолета есть воздушный шар для обеспечения подъемной силы, двигатель самого беспилотного самолета может быть поглощен при регулировке положения беспилотного самолета, смещении ветра, затем необходимая подъемная сила обеспечивается после того, как водород закончен. Описанный воздушный шар может быть установлен в соответствии с практикой.

Водородный шар и гелиевый шар могут обеспечивать подъемную силу для беспилотного самолета. В воздушном шаре описанной конфигурации распространения водородный баллон расположен на внутренней стороне, а гелиевый баллон расположен снаружи. Вероятность того, что воздушный шар, расположенный снаружи, будет поврежден, больше, поэтому гелиевый баллон расположен снаружи, безопаснее по сравнению с водородным баллоном и стабильной. Гелиевый баллон обеспечивает подъемную силу для беспилотного самолета, когда, в частности, водород в водородном баллоне заканчивается, все еще может обеспечивать подъемную силу для беспилотного самолета. При израсходовании водорода за счет водорода на внутренней стороне располагается баллон, поэтому влияние профиля беспилотного самолета и наветренной стороны невелико.

В качестве дополнительной иллюстрации описанный модуль управления включает в себя устройство позиционирования спутника, датчик барометрической высоты, датчик ускорения, цифровой компас. Описанный датчик барометрической высоты предназначен для расчета высоты над уровнем моря в месте расположения беспилотного самолета. Описанный датчик ускорения используется для измерения ускорения во время полета. Беспилотный самолет во время полета. Цифровой компас предназначен для определения направления текущего беспилотного самолета во время полета. Блок спутникового позиционирования предназначен для определения текущего местоположения беспилотного самолета, чтобы гарантировать, что беспилотный самолет пролетит точку столкновения в соответствии с указанным маршрутом.

В третьем направлении представлен самолет-невидимка на солнечной энергии, состоящий из крыла, фюзеляжа, фотоэлектрической генераторной системы и устройства авионики. Фотоэлектрическая генераторная система состоит из общего контроллера человеко-машинного блока фотоэлектрической генерации, интегрированного блока, солнечной панели, инверсионного главного управления, фотоэлектрической генерации, релейного привода, блока выборки переменного напряжения, блока сбора постоянного тока, блока сбора переменного тока, элемента накопителя энергии и адаптера питания. Адаптер питания в свою очередь подключен к солнечной панели, а она соединена с устройством молниезащиты, соответственно, с системой закрытого центра. Устройство молниезащиты подключается последовательно к двухпозиционному выключателю, инвертору, шкафу распределения электроэнергии, заказу потребителя самолета; Описанная система с закрытым центром подключается к инвертору.[5]

Устройство авионики размещено в кожухе. Описываемое устройство авионики включает систему связи, систему навигации, систему управления полетом, систему управления самолетом.

Передняя кромка крыла наклонена вверх на 6 °.

Наука о проектировании полезных моделей разумна, и самолет использует солнечное излучение в качестве движущей энергии, что значительно экономит обычные энергоресурсы. Солнечная панель энергоресурсов расположена на крыле Гелиоса, потому что не может собирать солнечный свет всю ночь во время полета, самолет может полагаться только на экономию батареи в дневное время. Этот вид Helios выполняет с помощью радиоробота и бортового компьютера сохраненную программу, управляемую беспилотным транспортным средством, которое манипулирует, кроме того, его совместимость с коммуникационными технологиями, технологиями управления, технологиями материалов и вычислительной техникой, а также весом тела, светом, структурой проста, низкая стоимость использования и приобретения, проста в обслуживании, а солнечная энергия, защита окружающей среды и энергосбережение могут быть использованы в полной мере.

Solar Impulse

В 2003 году Бертран Пикар (Bertrand Piccard) объявил о новом амбициозном начинании, взявшись за создание пилотируемого самолета на солнечных батареях, способного облететь весь земной шар. Так появился проект Solar Impulse.

Расчеты подтверждали, что создать летательный аппарат на солнечных батареях теоретически возможно.

В 2009 году первенец HB-SIA был готов к испытательным полетам. В процессе создания конструкции перед инженерами стояли две основных задачи. Нужно было минимизировать вес летательного аппарата, одновременно добиваясь максимальной энерговооруженности и эффективности. Первая цель была достигнута за счет использования углеродного волокна, специально разработанной "начинки" и путем избавления от всего лишнего. К примеру, кабина пилота не имела системы обогрева, так что Боршбергу пришлось использовать специальный термокостюм.

Главным, по понятным причинам, стал вопрос получения, накопления и оптимального расходования солнечной энергии. В типичный полдень каждый квадратный метр земной поверхности получает около тысячи ватт или 1,3 "лошадиных силы тепла". 200 квадратных метров фотоэлементов с 12-и % КПД вырабатывают около 6 киловатт энергии.

На поверхности крыла Solar Impulse было смонтировано более 12 тысяч ячеек. Именно фотоэлементы оказались самым тяжелым компонентом машины (100 килограммов, или около четверти веса летательного аппарата), так что оптимизация этого соотношения стала самой сложной задачей для команды инженеров.

Наконец, на самолет установили уникальную бортовую компьютерную систему, оценивающую все параметры полета и предоставляющую необходимую информацию пилоту, а также наземной команде. В общей сложности инженеры Solar Impulse в процессе реализации проекта создали около 60 новых технологических решений в области материалов и солнечной энергетики.

9 декабря 2009 года приводимый в движение лучами солнечного света, самолет Solar Impulse HB-SIA успешно прошел первые полетные испытания.

Бертран Пикар, признал, что, несмотря на успех, в настоящий момент еще не решены некоторые технические проблемы.

24 июля 2012 г. этот уникальный летучий аппарат Solar Impulse HB-SIA совершил межконтинентальный перелет между Европой и Африкой, из родного аэропорта в Пайерне (Швейцария) в Мадрид, из Мадрида в Марокко и обратно. Самолет пилотировали Андре Боршберг и известный психиатр и воздухоплаватель Бертран Пиккар.

Solar Impulse принадлежит рекорд по длительности пилотируемого полета на солнечных летательных аппаратах 26 часов. При перелете над Америкой Solar Impulse установил также рекорд дальности полета в своей категории.

Беспрецедентный кругосветный вояж «Solar Impulse 2»завершился 26 июля 2016 года, установив 19 мировых рекордов. Пилоты Бертран Пикар и Андре Боршберг приземлились на самолете нем в аэропорту Абу-Даби (Объединенные Арабские Эмираты). Это был финал их кругосветки, принесшей всемирную славу технологическому стартапу.

На крыльях установлены батареи из монокристаллического кремния на тонкой подложке. Днем они снабжают энергией электропривод самолета, а заодно заряжают литий-полимерные аккумуляторы, от которых эти двигатели питаются ночью. Но поскольку емкости аккумуляторов на целую ночь полета не хватает, авиаторы придумали такую стратегию: днем, пока светит солнце, самолет набирает высоту. А когда смеркается, начинает постепенно снижаться. Это продолжается 2-3 часа и позволяет сократить время использования аккумуляторов, так что их хватает до восхода солнца.

Философия Solar Impulse заключалась в том, чтобы экономить энергию, а не пытаться производить ее больше. Вот почему сравнительно небольшого количества собранной солнечной энергии стало достаточно, чтобы летать круглосуточно. Поэтому все параметры самолета, включая размах крыльев, аэродинамику, скорость, профиль полета и энергетические системы, были разработаны таким образом, чтобы минимизировать потери энергии.

На основании рассмотренных технических решений можно прийти к выводу, что солнечную энергию можно преобразовывать в кинетическую. А также не тратить время на дозаправку баков. В заключении хотелось бы сказать, что солнечная энергия является наиболее экологичным видом энергии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Ильясова И.Р. Математическое моделирование процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т.18 №3. С.295

2. Карпович Э. Перспективные направления использования солнечных батарей // Сельскохозяйственная техника: обслуживание и ремонт. 2011. № 4. С. 34-36

3. Курзуков Г.В., Коковин В.А. Повышение эффективности использования солнечных батарей // Инновационные информационные технологии. 2013. Т. 3. № 2. С. 298-302.

4. Соколов П.М., Самохвалов П.С., Набиев И.Р. Устройство для сбора солнечного излучения в широком диапазоне длин волн для солнечных батарей // Патент на полезную модель RU 194493 U1, 12.12.2019. Заявка № 2019133024 от 18.10.2019.

5. Уразбахтин Р.Р., Вавилов В.Е. Беспилотный летательный аппарат на солнечных батареях и устройство запуска беспилотного летательного аппарата на солнечных батареях // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики. 10-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов: аннотации конкурсных работ. 2018. С. 229-230.

6. Галкин В.В. Солнечные и аккумуляторные батареи ОАО "Сатурн" на космических аппаратах с электронными двигателями // Труды МАИ. 2012. № 60. С. 21.

AIRCRAFT WITH AN ALTERNATIVE ENERGY SOURCE

Ardasheva D.O.

diana.ardashewa@yandex.ru

Scientific supervisor: N. V. Levshonkov, Candidate of Technical Sciences

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The paper considers the problem of finding alternative energy sources as the energy used. The analysis of patent works on this topic was carried out and the problem of using solar energy to move aircraft in the air was considered. The results obtained can be used in both aviation and space technology.

УДК 534.1, 519.635

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СУПЕРЭЛЕМЕНТНОГО ПОДХОДА В ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ СЛОЖНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Балабанов В.В.[1], Барышева Д.В.[2], Сергеев М.С.[3]
Viktor.Balabanov@irkut.com[1], Dariya.Barysheva@irkut.com[2], Maksim.Sergeev01@irkut.com[3]
(ПАО «Корпорация «Иркут», Москва)

В данной работе рассмотрен динамический анализ конструкции крыла пассажирского самолета с привлечением метода динамической редукции (Крейга-Бемптона). В результате выполнено сравнение затрат ресурсов ЭВМ и проверка точности полученных результатов с использованием суперэлементного подхода и без него. Сделаны выводы о его преимуществах и недостатках.

Введение

При прочностном динамическом анализе летательных аппаратов (ЛА) с помощью метода конечных элементов (МКЭ) размерность разрабатываемых моделей ограничена вычислительными мощностями расчетных станций. В ряде задач необходим анализ всей конструкции ЛА (например, задача распространения вибрации по конструкции самолета, анализ отклика оборудования или агрегата, значительно удаленного от источника вибрации). В таких случаях целесообразно заменить часть конструкции или агрегаты самолета на элементы с редуцированными матрицами жесткости и масс (суперэлементный подход, СЭ) в динамической постановке методом редукции Крейга-Бемптона.

Использованием СЭ подразумевает дробление конструкции на отдельные подкнострукции, анализ которых требует меньшего количества ресурсов и времени, что особенно актуально при проведении проектировочного анализа, когда необходимо проводить серию расчетов.

Основные принципы метода динамической редукции

Основные соотношения метода динамической редукции Крейга-Бемптона [1] получены из основного уравнения МКЭ в динамической постановке:

$$[M]\ddot{\vec{u}} + [K]\vec{u} = \vec{F}_0 \cos \lambda t,$$

где $[M]$ и $[K]$ – симметричные матрицы масс и жесткостей соответственно, $[u]$ – вектор перемещений, $F = F_0 \cos \lambda t$ – вектор нагрузки, λ – соответсвующая частота нагружения.

Используя подстановку $u = u_0 \cos \lambda t$ [2] получим систему линейных уравнений:

$$[K]\vec{u} - \lambda^2 [M]\vec{u} = \vec{F}. \quad (1)$$

Решением системы (1) является следующее выражение:

$$\vec{u} = [\varphi]\left[\frac{\lambda^2}{\left(\omega^2 - \lambda^2\right)\omega^2}\right][\varphi]^T \vec{F} + [K]^{-1} \vec{F},$$

где $[\varphi]$ – матрица собственных векторов системы, а $[\backslash\omega^2\backslash]$– диагональная матрица собственных значений.

Для перехода к методу динамической редукции систему (1) необходимо записать в виде:

$$\begin{bmatrix} K_{rr} & K_{rb} \\ K_{rb}^{\ T} & K_{bb} \end{bmatrix} \begin{matrix} \vec{u}_r \\ \vec{u}_b \end{matrix} - \lambda^2 \begin{bmatrix} M_{rr} & M_{rb} \\ M_{rb}^{\ T} & M_{bb} \end{bmatrix} \begin{matrix} \vec{u}_r \\ \vec{u}_b \end{matrix} = \begin{matrix} \vec{F}_r \\ \vec{F}_b \end{matrix}, \quad (2)$$

где индексом «r» обозначены степени свободы, которые редуцируются, а индексом «b» будем считать граничные степени свободы, к которым производится редукция. Выразив из системы (2) вектор перемещений u_r через граничные перемещения u_b и использовав некоторые допущения, получим основные соотношения метода редукции Крейга-Бемптона:

$$\vec{u}_r = [\varphi_r]\vec{q} - [K_{rr}]^{-1}[K_{rb}]\vec{u}_b$$

или для всех степеней свободы:

$$\begin{matrix} \vec{u}_r \\ \vec{u}_b \end{matrix} = \begin{bmatrix} \varphi_r & G_{rb} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{matrix} \vec{q} \\ \vec{u}_b \end{matrix}, \quad (3)$$

где $\vec{q}$ - вектор обобщенных координат, а $G_{rb} = -[K_{rr}]^{-1}[K_{rb}]$.

Подставляя соотношение (3) в соотношение (2) при отсутсвии сил приложенных к редуцированным степеням свободы, получим редуцированную систему динамических уравнений:

$$\begin{bmatrix} K_{qq} & 0 \\ 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{matrix} \vec{q} \\ \vec{u}_b \end{matrix} - \lambda^2 \begin{bmatrix} M_{qq} & M_{qt} \\ M_{qt}^{\ T} & M_{tt} \end{bmatrix} \begin{matrix} \vec{q} \\ \vec{u}_b \end{matrix} = \begin{matrix} 0 \\ \vec{F}_b \end{matrix},$$

где компоненты матриц выражаются следующим образом:

$$[K_{qq}] = [\varphi_r]^T [K_{rr}][\varphi_r] = [\backslash\omega_r^{\ 2}\backslash]$$

$$[K_{tt}] = [K_{bb}] + [K_{rb}]^T [G_{rb}]$$

$$[M_{qq}] = [\varphi_r]^T [M_{rr}][\varphi_r] = [I_r]$$

$$[M_{qt}] = [\varphi_r]^T [M_{rb}] + [\varphi_r]^T [M_{rr}][G_{rb}]$$

$$[M_{tt}] = [M_{bb}] + [M_{rb}]^T [G_{rb}] + [G_{rb}][M_{rb}] + [G_{rb}]^T [M_{rr}][G_{rb}]$$

В этом случае число обобщенных координат равно числу учитываемых собственных векторов системы с закрепленными границами $[\varphi_o]$.

Использование суперэлемента для решения динамической задачи отрыва лопатки вентилятора двигателя самолета

Задача прочности конструкции пассажирского самолета при нагрузках отрыва лопатки вентилятора двигателя является примером динамической задачи большой размерности. В рамках данной задачи рассматривается пилон двигателя, прикрепленный к консоли крыла самолета. Чтобы адекватно оценить динамический отклик пилона от воздействия нагрузки, возникающей при отрыве лопатки вентилятора, необходимо учитывать массово-инерционные и жесткостные характеристики консоли крыла. Модель консоли крыла

обладает существенно большим (в 4-5 раз) числом степеней свободы по сравнению с моделью балки пилона, поэтому рационально провести динамическое редуцирование консоли к одному суперэлементу с эквивалентными матрицами масс и жесткости, что позволит сократить размерность задачи, при этом правильным образом учесть динамическую жесткость редуцированной части.

На рисунке 1 представлен общий вид КЭ модели консоли крыла с пилоном двигателя. Нагрузки, возникающие при отрыве лопатки вентилятора, прикладываются в центре масс двигателя (позиция 1). Консоль крыла самолета закрепляется в основании (по бортовой нервюре) по всем степеням свободы. Граничные условия модели – позиция 2.

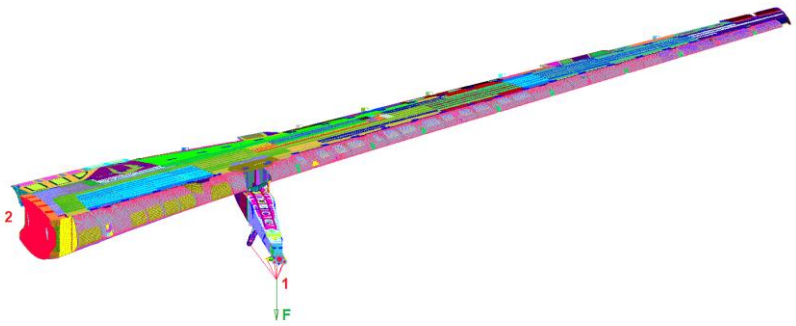


Рисунок 1 – Общий вид КЭ модели консоли крыла с пилоном двигателя

График изменения динамической нагрузки представлен на рисунке 2. По горизонтальной оси откладывается время действия нагрузки (t), по вертикальной – значения силы в соответствующий момент времени (F).

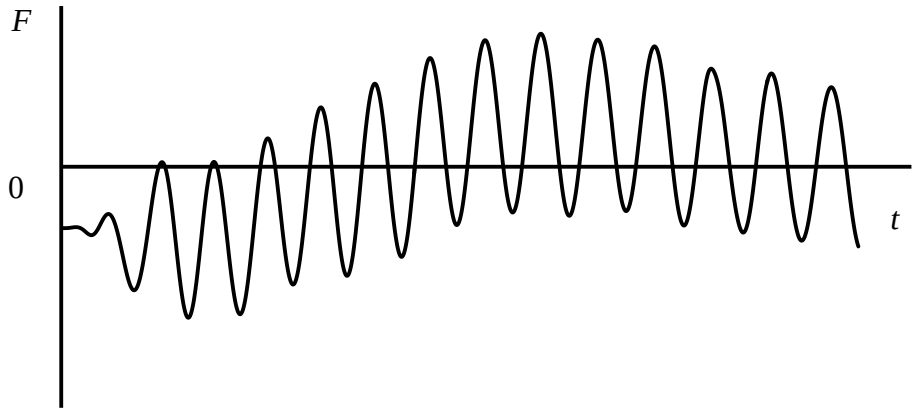


Рисунок 2 – Пример динамической нагрузки отрыва лопатки

На рисунке 3 приведена схема разделения модели на суперэлемент и остаточную струкутуру. В качестве суперэлемента принимается консоль крыла (выделена зеленым на рисунке), в качестве остаточной структуры – балку пилона (выделена синим). В месте навески балки пилона на консоль крыла располагаются граничные узлы, которые являются связующим звеном, через которое передаются матрицы масс и жесткостей от СЭ к остаточной структуре.

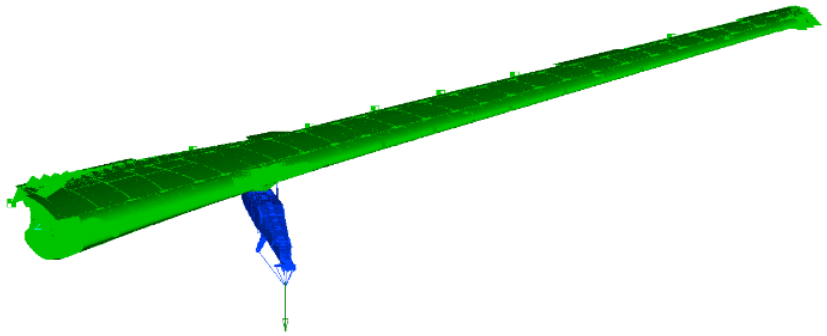


Рисунок 3 – Схема разделения модели на суперэлемент и остаточную структуру

Для данной конструкции необходимо выполнить динамический расчет методом суперпозиции собственных форм. Данный метод подразумевает под собой предварительный анализ собственных форм и частот конструкции. Сравнение результатов расчета собственных форм и частот позволяет сделать выводы о работоспособности метода динамической редукции.

Расчет проведен в программном комплексе Simcenter Femap [3]. В расчете используется коэффициент конструкционного демпфирования G = 0,017, принятый на основе данных о затухании колебаний авиационных конструкций.

Результаты сравнения расчетов

В качестве проверки приводятся результаты сравнения вычисленых собственных частот модели с использованием суперэлемента и без него. Для сравнения были рассчитаны 50 первых собственных частот конструкции. Значения частот приведены в таблице 1.

Таблица 1

Сравнение собственных частот колебаний модели с использованием СЭ и без него

№ п/п	Собственные частоты модели без СЭ	Собственные частоты модели с СЭ	Погрешность, %
1	1	1	0,0000
2	1,138572525	1,138571847	0,0001
3	2,149087489	2,149089662	0,0001
4	2,67422546	2,674224612	0,0000
5	3,739260476	3,739370301	0,0029
…			
45	33,25046625	33,26136649	0,0328
46	33,33147258	33,33441173	0,0088
47	33,52571015	33,55583107	0,0898
48	33,58860583	34,28536358	2,0744
49	34,31477652	34,5221976	0,6045
50	34,86199744	34,86255729	0,0016

В результате сравнения полученных значений собсвенных частот колебаний конструкции можно сделать вывод о том, что использование метода динамической редукции дает идентичный результат (максимальная погрешность составляет не более 2,1%). Сравнение затрат времени и памяти приводится согласно информации из log-файла Nastran. Затраты времени на расчет без СЭ – 32 минуты, используя СЭ – 6 минут. Затраты физической памяти на расчет: без СЭ – 286 Гб, используя СЭ – 58 Гб.

Далее рассматривается динамический анализ прочности коснтрукции пилона при обрыве лопатки вентилятора, в результате которого получены поля распределения напряжений и деформации в балке пилона от воздействия нагрузки. Результаты динамического анализа модели с СЭ идентичны результатам модели без использования метода динамической редукции.

В качестве результатов приведены огибающая максимальных эквивалентных напряжений по Мизесу (рисунок 4) и график результирующего перемещения в центре масс двигателя самолета по всей временной реализации (рисунок 5). По горизонтальной оси откладывается время (t), по вертикальной – значение перемещения в соответствующий момент времени (Δ).

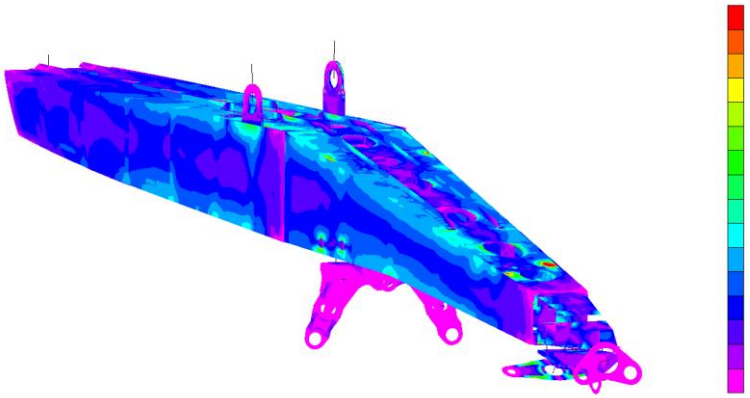


Рисунок 4 – Поле распределения максимальных эквивалентных напряжений по Мизесу при отрыве лопатки вентилятора

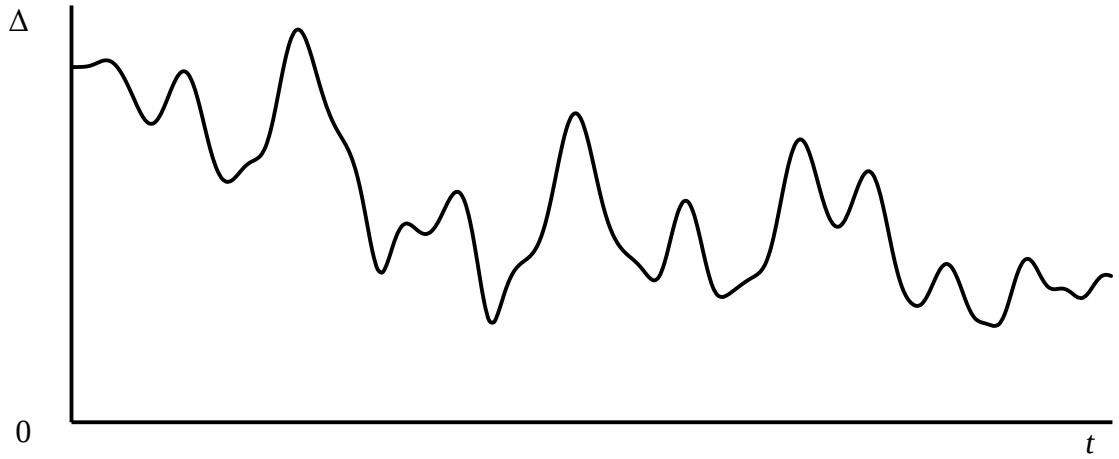


Рисунок 5 – График перемещения центра масс двигателя при динамическом анализе

Сравнение затрат времени и памяти приводится согласно полученной информации из log-файла. Затраты времени на расчет без СЭ – 53 минуты, используя СЭ – 21 минута. Затраты физической памяти на расчет: без СЭ – 671 Гб, используя СЭ – 254 Гб.

Выводы

В ходе работы выполнялся динамический анализ пилона при отрыве лопатки вентилятора двигателя с использованием метода динамической редукции в программном комплексе Simcenter Femap. В результате было выполнено сравнение моделей с использованим метода динамической редукции и без него, в котором наблюдается идентичность полученных значений, при снижении затрат времени и физической памяти ЭВМ.

Приемущества использования метода динамической редукции: низкая погрешность полученных результатов; возможность решения задач больших размерностей; существенное сокращение времени и затраченной физической памяти расчетной станции при выполнении серии расчетов; возможность использовать при моделирование конструкции, имеющую повторяищиеся компоненты.

Недостатки: дополнительные затраты времени на создаение модели СЭ и настройки анализа.

Таким образом метод динамической редукции хорошо зарекомендовал себя при решении задач больших размерностей, что приводит к широкому использованию в задачах анализа авиационных коснтрукций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Roy Craig, Mervyn Bampton. Coupling of Substructures for Dynamic Analyses. AIAA Journal, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1968, 6 (7), pp.1313-1319.

2. Бидерман В.Л. Теория механических колебаний: Учебник для вузов. – М.: Высш. школа, 1980. – 408 с.

3. Siemence Superelemet User’s Guide.

THE USE OF THE SUPERELEMENT APPROACH IN THE PROBLEMS OF DYNAMICS OF COMLEX AIRCRAFT STRUCTURES

Balabanov V.V.[1], Barysheva D.V.[2], Sergeev M.S.[3]

Viktor.Balabanov@irkut.com[1], Dariya.Barysheva@irkut.com[2], Maksim.Sergeev01@irkut.com[3]

(Irkut Corparation, Moscow)

In this paper, a dynamic analysis of the wing construction of a passenger aircraft is considered using the dynamic reduction method (Craig-Bampton). As a result, a comparison of computer resource costs and verification of the accuracy of the results obtained using the superelement approach and without it was performed. Conclusions are drawn about its advantages and disadvantages.

УДК 501

К РЕШЕНИЮ КОЭФФИЦИЕНТНОЙ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ КРУТИЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ БАЛКИ

Блинов Д.Н.

blinovdmi@mail.ru

Научный руководитель: В.А. Костин, профессор, д.т.н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

В работе приводятся сведения об обратных задачах и их использовании в исследованиях. Описывается способ решения обратной задачи крутильных колебаний балки при помощи интегрирующих матриц.

Математическое моделирование – замена реального объекта исследований абстрактным математическим объектом при сохранении основных черт его поведения. Каждому объекту исследований можно сопоставить некоторое множество математических моделей, отличающихся числом учёта различных факторов. Любая модель содержит некоторые характеристики модели, которые необходимы для расчётов и прогнозирования. При этом оценка параметров модели основана на детерминированном или на стохастическом подходе.

При детерминированном подходе определение параметров тесно связано с обращением причинно-следственных связей и приводит к исследованию задач, называемых обратными. При решении таких задач необходимо определить параметры модели, используя дополнительную информацию о решении. Для детерминированных моделей характерно описание динамики объекта исследований с помощью дифференциальных уравнений и анализа свойств их решений.

Стохастические модели чаще всего описывают объект исследований на основе аппарата теории случайных процессов.

В общем, для построенной модели можно решать две задачи:

1. Прямая задача $A(f)=u$. При заданном операторе A и воздействии (заданном f) необходимо определить модель u.
2. Обратная задача (ОЗ). В рамках выбранной модели u, при заданном воздействии f и решении определить некоторые характеристики оператора A.

Опыт решения обратных задач показал, что они обладают рядом неприятных с математической точки зрения особенностей, таких как неединственность, отсутствие непрерывной зависимости от входных данных. Кроме негативных математических моментов обратные задачи имеют ряд неприятных с точки зрения обработки информации свойств. Во-первых, как правило, ОЗ являются нелинейными. Во-вторых, возможна неединственность при решении ОЗ и, соответственно, возможно восстановление нескольких различных объектов, отвечающих одной и той же входной информации. В-третьих, наиболее неприятным свойством ОЗ является их неустойчивость по отношению к малым изменениям входной информации.

Изучение процессов решения обратных задач началось в начале XIX века и было связано с астрофизикой.

ОЗ имеют постоянно расширяющиеся приложения в различных областях естествознания и техники. В инженерной практике можно выделить следующие области:

1. Определение свойств материалов (механических, теплофизических), полимерных и композитных материалов, пьезокерамик, биологических тканей.
2. Задачи сейсморазведки (определение расположения и мощностей залежей полезных ископаемых по отражённым от месторождений звуковым сигналам), прогнозирование землетрясений.
3. Проблемы неразрушающего контроля (расположение и конфигурация дефекта по измеренному полю упругих смещений на поверхности тела или по резонансным частотам).
4. Определение параметров акустической эмиссии и определение связей основных характеристик эмиссии с характеристиками напряжённого состояния; прогнозирование поведения тела с дефектами.
5. Задачи рентгеновской и акустической томографии, которые находят применения в технической и медицинской диагностике.

При проведении математического моделирования физических процессов возможны ситуации, когда не хватает достоверных данных о характеристиках и материалах исследуемых конструкций. В этих случаях надёжным источником получения недостающих данных является эксперимент. Обработка результатов экспериментов при помощи методологии решения обратных задач позволяет получить сведения о поведении реальной конструкции и её характеристиках.

Одной из сфер применения обратных задач являются исследования прочности летательных аппаратов. Распределение деформаций и напряжений в элементах конструкции определяют их геометрия, физико-механические характеристики материалов, граничные условия опирания агрегатов и элементов.

Предлагаемая в докладе методика позволяет определить жесткостные характеристики балки при крутильных колебаниях.

Уравнение вынужденных гармонических колебаний консольной балки имеет вид:

$\left(GJ_{кр.}\varphi'\right)' - p^2 J_m \varphi = \mu$, где (1)

G – модуль сдвига

$J_{кр.}$ – полярный момент инерции сечения балки

φ – угол кручения

p – частота приложения нагрузки кручения

J_m – погонный массовый момент инерции

μ – погонный момент кручения

Граничные условия для жёсткого защемления:

$\varphi(0) = 0$ (2)

$$M_{кр.}(l) = \left(GJ_{кр.} \frac{\partial \varphi}{dx} \right)_{x=l} = M_0 \quad (3)$$

Условие (2) выражает равенство нулю угла закручивания в заделке. Условие (3) выражает равенство произведения GJ на производную угла закручивания приложенному крутящему моменту на конце балки.

Уравнение (1) приводим к первой производной, интегрируя от x до l:

$$\left(GJ_{кр.}\varphi'\right)_{x=l} - \left(GJ_{кр.}\varphi'\right) - p^2 \int_x^l J_m \varphi dx = \int_x^l \mu dx \quad (4)$$

$\left(GJ_{кр.}\varphi'\right)_{x=l} = M_{кр.}$ – сосредоточенный момент кручения на конце балки при $x = l$. С учётом этого уравнение (4) принимает вид:

$$-\left(GJ_{кр.}\varphi'\right) - p^2 \int_x^l J_m \varphi dx = \int_x^l \mu dx - M_{кр.} \quad (5)$$

Далее, представим φ в виде:

$$\int_0^x \varphi' dx = \varphi\Big|_0^x = \varphi(x) - \varphi(0) = \varphi(x) \text{ или просто } \varphi \quad (6)$$

Здесь $\varphi(0) = 0$ из граничных условий (2). Теперь (5) с учётом (6) запишем в выбранных сечениях:

$$-\left(GJ_{кр.i}\varphi'_i\right) - p^2 \int_{x_i}^l J_{m,x_i} dx \int_0^{x_i} \varphi'_i \, dx = -M_{кр.}, \; i = 1, n, \text{ где} \quad (7)$$

n – количество сечений, выбранных для численного решения интегро-дифференциального уравнения

Здесь погонный момент кручения $\mu = 0$.

Для конструкции с поперечным сечением произвольной формы необходимо получить численное решение уравнения (7) с граничными условиями (2), (3). Для решения используем аппарат интегрирующих матриц. Представим (7) в матричной форме:

$\left(\overline{|GJ|} + p^2 [J_2] \overline{|J_m|} [J_1]\right)\{\varphi'\} = M_{кр.}\{l\}$, где (8)

$\{l\}$ – единичный столбец

$[J_1]$ – интегрирующая матрица 1-го рода, аналог интеграла от *0* до x_i

$[J_2]$ – интегрирующая матрица 2-го рода, аналог интеграла от x_i до l

$\overline{|GJ|}$ – диагональная матрица произведений $GJ_{\text{кр.}}$

$\{\varphi'\}$ – матрица-столбец неизвестных значений производных угла закручивания

$\overline{|J_m|}$ – диагональная матрица значений погонного массового момента инерции

Решение уравнения (8) с известными нагрузкой и жесткостными характеристиками позволяет найти производные углов закручивания φ' и решить, таким образом, прямую задачу.

Рассмотрим теперь решение обратной задачи с помощью уравнения (8). В выражении (8) раскроем скобки и оставим в левой части слагаемое с неизвестными жесткостными характеристиками:

$$\overline{|GJ|}\{\varphi'\} = M - p^2[J_2]\overline{|J_m|}[J_1]\{\varphi'\}, \text{ где} \quad (9)$$

M – матрица-столбец значений крутящего момента на конце балки

Обозначим $K = M - p^2[J_2]\overline{|J_m|}[J_1]\{\varphi'\}$, получим:

$$\overline{|GJ|}\{\varphi'\} = K \quad (10)$$

Здесь φ' – известно из эксперимента. Из (10) получаем искомые жесткостные характеристики балки на кручение:

$$\{GJ\} = \overline{|\varphi'|}^{-1} K, \text{ где} \quad (11)$$

$\{GJ\}$ – матрица-столбец жесткостных характеристик

$\overline{|\varphi'|}$ – диагональная матрица производных углов закручивания

При помощи записи (10) можно проводить идентификацию *GJ* по известным экспериментальным данным. Так как в решении используется интегральный метод, его зависимость от погрешностей, неизбежных в ходе реального эксперимента, ниже, чем при численном дифференцировании.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ватульян А.О. Коэффициентные обратные задачи механики. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2019. – 272 с.

2. Вахитов М.Б., Фирсов В.А. Численные методы решения одномерных задач строительной механики летательных аппаратов: Учебное пособие. – Казань: КАИ, 1985. – 66 с.

3. Костин В.А., Торопов М.Ю., Снегуренко А.П. Обратные задачи прочности летательных аппаратов / Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2002, 284 с.

4. И.С.Селин, В.А.Фирсов, Е.И.Николаев. Колебания агрегатов вертолета: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2008. 204 с.

TO THE SOLUTION OF THE COEFFICIENT INVERSE PROBLEM OF TORSIONAL VIBRATIONS OF A BEAM

Blinov D.N.

blinovdmi@mail.ru

Scientific adviser: V.A. Kostin, Doctor of Technical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The paper provides information on inverse problems and their use in research. A method for solving the inverse problem of torsional vibrations of a beam using integrating matrices is described.

УДК 629.7.01

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭКОНОМИЧНОСТИ САМОЛЕТОВ БУДУЩЕГО

Бычков С.С.
bychkovsergei75@gmail.com
Научный руководитель: Е.А. Першин, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Разработка новых, экономичных конструкций крыльев для реактивных самолетов, которые могут помочь отрасли в создании более эффективных самолетов. Изучение крыльев большего удлинения, сделанные из сложных композитов, а также продление срока службы материалов, используемых в реактивных двигателях с высокой степенью двухконтурности для повышения тяги.

В современном мире требуются создание более экономичных самолетов, применяя в конструкции сложные по составу композитные материалы и повышение в авиадвигателях степени двухконтурности. Результатом является возможность самолетов летать на дальние расстояния, создавая больше энергии при малой затрате топлива и причиняя минимальный вред окружающей среде.

Несмотря на постоянное повышение эффективности сжигания топлива, ожидается, что в ближайшие два десятилетия глобальные выбросы вырастут из-за удвоения объема воздушного движения, поэтому даже небольшие улучшения топливной эффективности самолетов могут иметь большое влияние на экономику и окружающую среду.

Транспорт - это основа нашей экономики. Любое изменение расхода топлива, даже доли процента, имеет большое значение в мире. Поэтому нужно делать авиаперевозки экономически выгодными и в то же время уменьшить воздействие на окружающую среду.

Усовершенствования конструкции крыла могут повысить эффективность до 10 процентов, снизив затраты и снизив уровень загрязнения. Более того, в областях, где применяются новые технологии - например, для крыльев из композитных материалов или крыльев, которые изменяются во время полета - улучшенные инструменты проектирования могут дать понимание, когда интуитивное понимание отсутствует.

Сегодняшние самолеты на 50 процентов состоят из композитных материалов, но композиты размещаются только в одном направлении. Однако новые автоматические машины для укладки волокон могут размещать композиты по сложным изгибам, создавая так называемые композитные крылья, которые при растяжении смогут возвращаться в исходное положение.

Такие композитные материалы смогут снизить вес конструкции самолета на 10 процентов по сравнению с традиционными композитными конструкциями, при этом снижая расход топлива на 0,4 процента.

Еще одна область исследования - изменение формы крыльев, которые меняют форму для поддержания максимальной производительности независимо от скорости полета, высоты и веса самолета. Трансформация конструкции, может сжигать на 2 процента меньше топлива, чем существующие конструкции. Исследования новых материалов и механизмов преобразования сделают системы преобразования легче, энергоэффективнее и экономичнее.

Третья область исследования связана с новыми крыльями с большим удлинением, которые имеют гораздо больший размах, чем те, которые используются сегодня.

Конструкция крыла имеет решающее значение для авиационной промышленности для достижения оптимальных характеристик.

Также производители самолетов и компании, которые эксплуатируют эти самолеты, вложили средства в разработку новых авиационных двигателей, которые работают при чрезвычайно высоких температурах, что означает, что двигатели могут генерировать больше энергии при меньшем сжигании топлива. Однако очень высокие температуры могут быть проблемой для материалов, из которых изготовлен двигатель.

Реактивный двигатель поглощает огромное количество воздуха, который при сжатии и смешивании с углеводородным топливом и сжигании в камере сгорания приводит в действие силовую установку самолета. Чем горячее камера сгорания, тем эффективнее двигатель.

В настоящее время сгорание в авиационных двигателях достигает или превышает 1500 градусов по Цельсию, что намного выше температуры плавления деталей двигателя, обычно сделанных из никелевых и кобальтовых сплавов. Исследования обратились к керамике, которая может выдерживать эти температуры, но они должны бороться с химическими реакциями водяного пара и несгоревшего кислорода в условиях экстремального горения.

Карбид кремния - предпочтительная керамика. Однако деталей двигателя из карбида кремния хватило бы всего на несколько тысяч часов полета. При таких высоких температурах углеродный элемент реагирует с кислородом с образованием монооксида углерода (газа), в то время как кремний образует диоксид кремния (твердое вещество), но диоксид кремния реагирует с водяным паром с образованием газообразного гидроксида кремния. Другими словами, часть двигателя постепенно переходит на газ и исчезает из выхлопной трубы.

Чтобы защитить керамические детали, производители двигателей наносят на карбид кремния двухслойное покрытие, называемое системой защиты от воздействия окружающей среды. Внешний слой предназначен для замедления распространения кислорода и водяного пара к карбиду кремния во время полета, в то время как внутреннее связующее покрытие из кремния защищает поверхность карбида кремния, реагируя с кислородом с образованием тонкого слоя кремнезема. Но у этого дизайна все еще есть проблемы.

Срок службы компонента двигателя часто определяется временем, которое требуется для того, чтобы толщина слоя диоксида кремния достигла критической точки, когда напряжение, вызванное расширением и сжатием во время повторного нагрева и охлаждения, вызывает отрыв покрытия.

У ученых и инженеров есть две основные стратегии, позволяющие замедлить отделение покрытия и продлить срок службы дорогостоящих компонентов двигателя. Они могут сделать внешний слой покрытия очень толстым, чтобы замедлить поступление кислорода к связующему слою, но это увеличивает вес и стоимость. Или они могут создать другой вид защитного оксида, который не «отрывается».

В их решении используется внешний слой дисиликата иттербия, редкоземельного элемента, который разделяет характеристики теплового расширения кремния и карбида кремния и медленно переносит кислород, и водяной пар к слою кремния. Сначала они нанесли кремниевое связующее покрытие, а затем поместили тонкий слой оксида гафния между кремнием и внешним слоем дисиликата иттербия.

Их экспериментальные исследования показывают, что, когда кремнезем образуется на кремнии, он немедленно вступает в реакцию с гафнией, образуя оксид кремния-гафния, или гафнон. Тепловое расширение и сжатие гафнона такое же, как и у остального покрытия, и оно никогда не приведет к отрыву или растрескиванию покрытия.

В основном текущие тенденции проектирования гражданских авиадвигателей диктуют увеличение степени двухконтурности для снижения удельной тяги и повышения эффективности тяги. Однако увеличение степени двухконтурности для данной

чистой тяги обычно сопровождается увеличением размера двигателя, смачиваемой площади гондолы и диаметра вентилятора. Это увеличение приводит к более высокой скорости обмена между гондолой и выхлопными аэродинамическими характеристиками и двигателем удельного расхода топлива. Увеличение степени двухконтурности с 11 до 15+ при фиксированной стандартной полезной тяге, увеличивает отношение полной и чистой тяги с 3 до 4. Поскольку полная тяга зависит от коэффициента скорости выхлопа, это изменение степени двухконтурности может увеличить скорость обмена между характеристиками выхлопа и удельным расходом топлива на 33% по сравнению с современными двигателями. Что касается воздействия на гондолу, то увеличениедиаметра вентилятора может повлечь за собой дополнительные штрафы за вес и лобовое сопротивление. Замена обычного турбореактивного двигателя (степени двухконтурности=7, а также диаметра вентилятора=3.175 м) до редукторной конфигурации (степени двухконтурности=14.3, а также диаметра вентилятора =3.861м) может увеличить лобовое сопротивление гондолы на 30% на самолете с четырьмя двигателями.

Ожидается, что будущие двигатели с очень высокой степенью двухконтурности будут более тесно связаны с крылом из-за флаттера крыла, требований к конструкции пилона, а также соображений дорожного просвета, связанных с большим диаметром вентилятора. В результате ожидается, что влияние установки из-за аэродинамического взаимодействия между планером и силовой установкой для будущих авиадвигателей будет увеличиваться по сравнению с современными архитектурами.

Проявление неблагоприятных эффектов установки может повлиять на аэродинамическое поведение планера, гондолы и выхлопной трубы. Интеграция двигателя в очень близкорасположенном месте может привести к увеличению удельного расхода топлива в крейсерском режиме примерно на 2,5% по сравнению с современным размещением двигателя. Таким образом, неблагоприятные эффекты, которые могут возникнуть при установке в тесном соединении, потенциально могут перевесить положительное влияние на эффективность двигателя, полученное от циклов с высокой степенью двухконтурности.

Повышенная чувствительность удельного расхода топлива к характеристикам гондолы и выхлопной трубы в сочетании с положениями для установки в тесном соединении приводит к требованию целостного метода оценки интегрированных архитектур двигателя и планера. Чтобы добиться улучшения сжигания топлива в циклах с высокой степенью двухконтурности, необходимо понимать компромисс между общими аэродинамическими характеристиками и положением установки. Кроме того, важно, чтобы влияние положения двигателя на аэродинамические характеристики было разложено на составляющие его элементы: планер, гондолу и изменения характеристик выхлопа. Это может позволить принимать обоснованные решения в отношении баланса аэродинамических и неаэродинамических соображений.

Воздействие установки на выхлопные газы особенно важно для авиационных двигателей из-за высокой скорости обмена выхлопных газов. Существует необходимость понять и количественно оценить влияние планера на выхлоп, а также учесть этот эффект при анализе тесно связанных интегрированных систем планер-двигатель.

Влияние установки гражданского авиадвигателя на конфигурации под крылом традиционно исследовалось как вычислительно, так и экспериментально. Точное прогнозирование характеристик выхлопа играет ключевую роль в определении установленной тяги и сопротивления в полете. В результате тяга в полете обычно определяется косвенно на основе рабочей точки двигателя, в то время как сопротивление самолета определяется на основе требований к тяге для сбалансированного полета. В частности, полная тяга в полете оценивается на основе идеальной тяги, определенной посредством измеренного общего давления на входе в сердечник сопла, скорректированного с помощью коэффициента скорости выхлопа. Для точного прогнозирования тяги и

сопротивления в полете необходимо знать влияние установки на выхлоп, а также точные оценки параметров цикла двигателя.

Конструкция крыльев и авиадвигатели играют важную роль в конструкции самолета для авиационной промышленности. В ближайшие годы создание новых технологий обработки материалов могло бы продлить срок службы деталей в двигателях и конструкции самолета в целом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Новое поколение больших гражданских авиадвигателей - концепции и технологии. Европейская конференция по турбомашинному оборудованию, Мадрид, Испания (23–27 марта 2015 г.)

URL:https://scholar.google.com/scholar?q=Next%20generation%20of%20large%20civil%20aircraft%20engines%20-%20concepts%20%20technologies(дата обращения: 12.09.2021)

2. Аэродинамические эффекты интеграции силовой установки для двигателей с высокой степенью двухконтурности. URL: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.C034150(дата обращения: 12.09.2021)

3. Техасский центр современных вычислений URL:https://www.tacc.utexas.edu/ (дата обращения: 12.09.2021)

WAYS TO INCREASE THE EFFICIENCY OF FUTURE AIRCRAFT

Bychkov S.

bychkovsergei75@gmail.com

Supervisor: E. Pershin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Developing new, cost-effective wing designs for jet aircraft that can help the industry create more efficient aircraft. The study of wings with greater elongation, made of complex composites, as well as extending the service life of materials used in jet engines with high double-circuit coefficients to increase thrust.

УДК 629.73

СВЕРХЗВУКОВОЙ ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ В НАШЕ ВРЕМЯ

Веретенникова Е.А.

katver2001@mail.ru

Научный руководитель: С.В. Егоров, старший преподаватель

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Человечество вступило в «сверхзвуковую эру» 14 октября 1947 года. Именно в этот день американский летчик – испытатель Чай Йегер на Bell X-1 (экспериментальный самолет) достиг скорости M=1.06. Следующей важной датой в истории авиации можно считать 31 декабря 1968 года, когда в воздух поднялся первый в мире сверхзвуковой пассажирский самолет, разработанный в СССР, Ту 144.

И так, мы снова возвращаемся к сверхзвуковым пассажирским самолётам (СПС). Если ли возможность возродить данный тип транспорта, или же эта технология ещё долгое время не сможет быть использована в полной мере? Смогут ли инженеры решить наиболее существенные проблемы СПС или будут изменены международные авиационные нормы? Попробуем в данной статье немного разобраться и выдвинуть некоторые предложения.

Как известно, одна из основных проблем для СПС – это высокий уровень шума, возникающий при переходе на сверхзвуковой режим. Основные ограничение выдвигают международные авиационные нормы ICAO и ГОСТ 22283-2014, согласно которым максимальный уровень звука при единичном воздействие должен находиться в пределах 65-75 децибел в зависимости от времени суток [1]. И как отмечает Кирилл Сыпало: «Стоит задача снизить шум до 68-62 децибел, и самое главное — уменьшить полосу, в которой звуковой удар ощущается. Это для нас основная задача» [2]. Не для кого не секрет, что главным «производителем шума» является двигатель, именно с него и стоит начинать. Для инженеров стоит задача разработать двигатель способный работать на сверхзвуковой скорости длительное время, который при этом будет вписываться в нормы.

Следующей проблемой СПС является проблема звукового удара (воздействие ударной волны на объекты, производимое ударной волной от самолета, летящего на сверхзвуковой скорости). При текущих законах физики полностью избавиться от данного эффекта невозможно. Единственный метод решения проблемы звукового удара – искусственно ограничивать режимы полета. Известно, что синус угла конуса Маха зависит от скорости звука при данной температура (можно считать постоянной величиной) и скорости движения тела в данной среде. Соответственно, если мы ограничим скорость движения тела, уменьшиться и угол. Ударная волна при скорости движения СПС M=1.1 при крейсерской высоте 10 км будет значительно меньше, чем при скорости M=2.2. В первом случае ударная волна может вообще и не достигнуть поверхности Земли.

К проблеме снижения уровня шума: на данное время уже существует идея создания двигателя переменного цикла: На взлете у него большой поперечный размер, чтобы меньше шуметь, в полете поперечник уменьшается, снижая сопротивление воздуха и позволяя разогнаться, а на дозвуке снова увеличивается. Таким образом частично решается проблема шумового загрязнения. Следующий вариант решения – использование системы электрического руления вплоть до выхода на исполнительный старт.

Еще одна не маловажная проблема для авиации – сопротивление воздуха и, как следствие, нагрев оболочки. Один из способов решения – увеличение высоты полета до 15-18 км, где атмосфера менее плотная. Или же использовать композитные материалы, например, полимеров на основе углеволокна, которые легче алюминия и имеют более высокий модуль прочности, чем сталь. Как говорит Кирилл Сыпало: «Ставка даже не на материалы, а на синергию материалов, технологий и конструкций, которые обеспечат заданные качества» [2]. Это означает не только использование металлокомпозитных конструкций, но использование сеточной конструкции с неравномерной ячейкой сетки: где нагрузка больше – сетка гуще, а где меньше – редкая. На данную разработку уже имеются патенты: «Конструкция ячеистой панели-заполнителя» №173383 и «Ячеистая конструкция и устройство на ее основе» RU2668288C1 [3].

Также не стоит забывать об аэродинамической компоновке, которая обеспечивает устойчивость полета, посадку на обычных полосах и высокую скорость полета. Как известно, в Ту-144 и «Конкорде» использовалось треугольное крыло большой стреловидности, которое уменьшало лобовое сопротивление воздуха и снижало звуковой удар. В концепции нового СПС предлагается использовать крыло в виде двойного поперечного V, что благоприятно сказывается на аэродинамику и снижает сопротивление (Рис.1).

Кроме того, авиация всегда борется и будет бороться с весом. Для новых СПС предлагается использовать жидкокристаллические экраны как в кабине пилотов, так и вместо иллюминаторов.

Рис.1. Один из вариантов аэродинамической компоновки.

Вышеизложенная идея имеет несколько преимуществ:

1. Упрочнение трубы корпуса, так как фюзеляж будет цельным.
2. Улучшенный обзор при посадке и комфорт пассажиров, за счет большому количеств внешний камер, проецирующих изображение на ЖК-экраны.
3. Уменьшение веса, потому что будут отсутствовать гидравлические привода для носовой части самолета и меньшей толщины стенок.

Каким же в итоге предстает перед нами концепт современного СПС (Рис.2):

1. Двигатель переменного цикла, в котором возможно изменение двухконтурности.
2. Двойная поперечная V-образная форма крыла.
3. Планер из композитных материалов ячеистой структуры.
4. Полная или частичная автоматика.
5. Цельный облегченный фюзеляж с ЖК-экранами.
6. Высота полета 15-17 км [4].

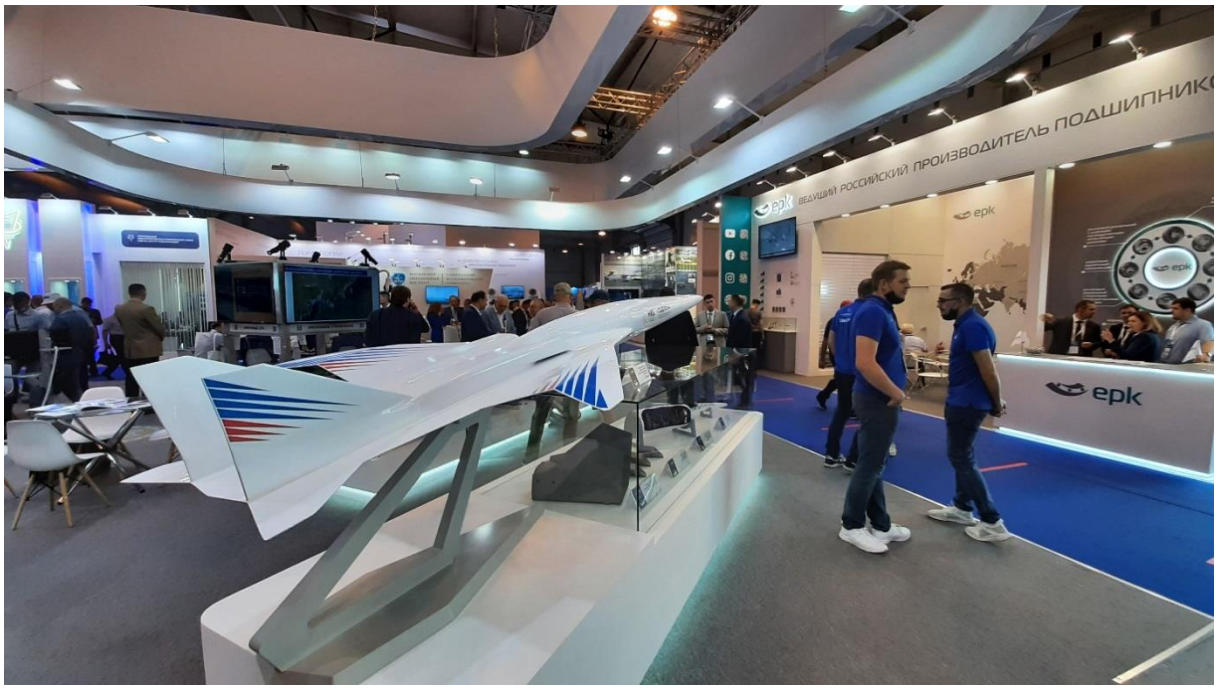


Рис.2 Концепт сверхзвукового самолета ЦАГИ.

Подводя итог, остается добавить, что проектирование сверхзвукового пассажирского самолета многогранная проблема, требующая комплексного подхода. И как сказал величайший советский авиаконструктор А.Н. Туполев: «Авиация – это таран, проламывающий стену незнания для разных наук». Данное высказывание можно смело применить к проектированию СПС, ведь это будет гигантский рывок для всей нашей науки и промышленности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. ГОСТ 22283-2014 Шум авиационный. Допустимые уровни шума на территории жилой застройки и методы его измерения (Переиздание). М.: Стандартинформ, 2019

2. На «Сверхзвуке» [Электронный ресурс] URL:https://www.tsagi.ru/pressroom/expert/4613/ (дата обращения 10.09.2021)

3. Поисковая платформа патентов [Электронный ресурс] URL: https://patents.google.com/ .

4. *Т. Пичюгина* Ученые оценили попытки создать сверхзвуковой самолет 21.10.2019 [Электронный ресурс] URL: http://www.sib-science.info/ru/institutes/na-vtoroy-krug-uchenye-otsenili-21102019 (дата обращения 10.09.2021)

SUPERSONIC COMMERCIAL AIRPLANE NOWADAYS

Veretennikova E.
katver2001@mail.ru
Supervisor: S. Egorov, Senior Teacher
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Humanity entered the “supersonic era” on October 14, 1947. It was the day when American test pilot Chai Yeager reached a speed of M=1.06 on Bell X-1 (testing aircraft). The next important date in the history of aviation can be considered December 31, 1968, when the world’s first supersonic passenger aircraft Tu-144 which was developed in USSR took to the air.

УДК 629.7

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ МАНЕВРЕННЫЙ САМОЛЕТ С УЛУЧШЕННЫМИ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Волков А.И., Васильев М.А.
alexwolf9111@mail.ru; vmarf99@yandex.ru
(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва)

Рассматриваются особенности проектирования маневренного сверхзвукового самолёта с укорочёнными характеристиками взлёта и посадки. Особое внимание уделяется выбору конфигурации силовой установки и аэродинамической компоновки с учётом требований к современным авиационным комплексам.

При создании современных оборонных авиационных комплексов авиапроизводители стараются обеспечить максимально короткие длины разбега и пробега самолётов, для возможности обеспечения взлёта и посадки с повреждённой ВПП.

Во всём мире развиваются концепции быстрого глобального удара, а самолёты вертикального взлета и посадки (СВВП), у которых есть возможность базирования на вертолётоносцах и наскоро оборудованных площадках вблизи линии фронта отлично в нее вписываются.

Исходя из анализа уже существующих самолётов с укороченными взлетно-посадочными характеристиками были сформированы основные требования для создаваемых АК:

- Многофункциональность (возможность уничтожения наземных, морских и воздушных целей).
- Размещение полезной нагрузки во внутренних отсеках.
- Низкая РЛ и ИК заметность.
- Возможность длительного полёта на сверхзвуковых скоростях.

Одним из основных вопросов проектирования СВВП является выбор типа силовой установки (СУ) и ее размещения. В настоящее время существует несколько конфигураций, каждая из которых обладает своими преимуществами и недостатками. Основными конфигурациями являются:

- *Единые СУ*. К ним относятся установки, у которых один и тот же двигатель создает и вертикальную горизонтальную тягу.
- *Многодвигательные (составные) СУ*. Такие СУ имеют отдельные двигатели для создания вертикальной тяги отдельные двигатели для горизонтального полета.
- *Силовые установки с агрегатами усиления тяги*. Это СУ, у которых для горизонтального полета и вертикального взлета и посадки используется один и тот же двигатель, дополненный агрегатами усиления тяги. Сам двигатель в этом случае работает как газогенератор.

Применение единой СУ на сверхзвуковых самолетах ограниченно ввиду большого миделя данных двигателей.

В составной СУ в качестве маршевых двигателей могут использоваться ТРД, ТРДД и ТВД, а подъемных – вертикально расположенные ТРД, ТРДД и горизонтально расположенные турбореактивные двигатели с турбовентиляторным агрегатом (ТРД с ТВА). Данная конфигурация является наиболее отработанной и получила широкое распространение для СВВП.

СУ с агрегатами усиления тяги обладают повышенной экономичностью и малыми скоростями струи в вертикальном направлении. Однако, такие СУ имеют большие габариты, что усложняет их компоновку на самолете.

Учитывая все достоинства и недостатки описанных конфигураций СУ, наиболее целесообразным видится применение составной СУ. Это позволит максимально использовать существующий научно-технический задел, обеспечить сверхзвуковые скорости полета и достичь минимальной массы габаритов СУ.

Особое внимание при проектировании СВВП следует уделить влиянию двигательных струй на аэродинамику. Влияние двигательных струй на аэродинамику СВВП в сильной степени зависит от его компоновки. При этом одним из определяющих параметров является угол наклона струи. Струи, вытекающие вертикально вниз оказывают наиболее сильное интерференционное воздействие. Также это приводит к быстрому износу полотна взлетно-посадочной полосы за счет выгорания. Кроме индуцированных струями потерь подъемной силы важное значение имеет индуцированный струями момент тангажа, при парировании которого могут возникать потери подъемной силы, зависящие от вида органов управления.

Характерным для СВВП является переходный режим. Это - режим полета, в ходе которого самолет вертикального взлета-посадки (СВВП) совершает переход от полета в режиме висения (за счет тяги силовой установки) к полету с аэродинамической силой или обратно.

Характерные черты переходного режима:

- Поступательное движение с ускорением
- Изменение конфигурации самолета
- Переход от полета с подъемной силой, создаваемой двигателями, к полету с аэродинамической подъемной силой.

Для СВВП с реактивными двигателями наличие горизонтальной составляющей скорости полета в переходном режиме приводит к возникновению поперечного течения относительно струй двигателей, используемых для создания вертикальной силы, это приводит к возникновению сильной интерференции, которая приводит к сильному изменению аэродинамических сил, что сказывается не только на характеристиках полета, но и на устойчивости и управляемости самолета.

Также отличительными особенностями СВВП является наличие дополнительной системы управления на режимах «висения», т. к. классические органы управления в данном случае малоэффективны. Для управления на этих режимах на самолете предложена система струйных рулей, забирающая воздух с компрессора низкого давления маршевого двигателя.

Для принятия решения о выборе балансировочной схемы проектируемого самолета учитывались следующие требования к разрабатываемому самолету:

- Самолет должен обладать возможностью полета на сверхзвуковых скоростях на низких высотах.
- Конструкция самолета должна обладать минимальной массой, для обеспечения заданного радиуса действия при заданной целевой нагрузке.
- Основная масса конструкции и крупные грузы должны быть расположены недалеко от центра масс самолета.
- При проектировании самолета должен быть максимально использован имеющийся технический задел.

Проведя анализ вариантов проектируемого самолета примем решение о выборе схемы «Утка» из следующих соображений:

Самолет схемы «бесхвостка» не подходит в виду неприемлемых характеристик устойчивости и управляемости, взлетно-посадочных характеристик, а также АДХ на дозвуковых скоростях. Помимо этого, проектирование самолета данной схемы не позволит максимально реализовать имеющийся научно-технический задел.

Самолет «нормальной» схемы обладает большей массой конструкции, и имеет потери на балансировку, что в случае СВВП является критичным.

Самолет схемы «Утка» позволит обеспечить хорошие характеристики на сверхзвуковых режимах полета, достичь высоких характеристик устойчивости и

управляемости, что весьма ценно при полете на низких высотках. Также схема «Утка» позволяет уменьшить массу конструкции и не имеет вредоносных потерь на балансировку.

Предлагаемый вариант СВВП, удовлетворяющий всем современным требованиям, представляет собой одноместный летательный аппарат, выполненный по схеме «Утка» с многодвигательной СУ, состоящей из двух подъемных двигателей и одного подъемно-маршевого двигателя. Основная целевая нагрузка размещается в двух основных грузовых отсеках и двух боковых. Предусмотрен модельный комплекс БРЭО, позволяющий быстро модифицировать самолет для выполнения специальных задач.

Крыло – трапециевидное с адаптивной механизацией (сочетание флаперон +плоская срединная поверхность+носок), что обеспечивает:

- Улучшение поперечной управляемости на больших углах атаки путем синхронного несимметричного отклонения подвесных элементов в носовых и хвостовых частях крыла
- Уменьшение сопротивления при полете с большой скоростью
- прямое управление подъемной силой путем синхронного управления кривизной крыла и отклонением оперения.

ПГО - цельноповоротное для минимизации выступающих на теоретический контур элементов выполнено по схеме вала. В этом случае привод будет размещаться в фюзеляже над боковым грузовым отсеком.

ВО – двухкилевое цельноповоротное с развалом относительно плоскости симметрии. Гидроцилиндры управления размещаются в хвостовых балках фюзеляжа.

Шасси - трехопорное шасси с носовой опорой. Все опоры телескопические. Основная опора шасси убирается вперед по полету в отсек под кабиной пилота. Основные опоры убираются назад против полета в отсеки, расположенные по бортам фюзеляжа.

СВВП данного типа хорошо вписывается в концепцию оперативного участия в стратегических задачах и способен эффективно работать по наземным целям. Благодаря возможности базирования на небольших наземных площадках существенно сокращается расстояние между точкой вылета и предполагаемой целью, а значит и сокращается время выполнения задачи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Хафер К., Закс Г. техника вертикального взлета и посадки: Пер. с нем. – М.: Мир, 1985. – 376 стр.

2. Курочкин Ф.П. проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой М. , «Машиностроение», 1977, 224 с.

3. Компоновка самолетов/ Под ред. М.Ю. Куприкова. – М.: Изд-во МАИ,2012. – 296 с.: ил.

4. Кушинов С.В. Проектирование самолетов (проектирование сложных технических систем): Учебник-организатор. М.: «ИНЭК», 2007.

5. Проектирование самолетов/ под ред. М.А. Погосяна. – 5-е изд., перераб. И доп. М.: Инновационное машиностроение. – 864 с.:ил.

A PROMISING MANEUVERABLE AIRCRAFT WITH IMPROVED TAKE-OFF AND LANDING CHARACTERISTICS

Volkov A.I., Vasilyev M.A.

alexwolf9111@mail.ru; vmarf99@yandex.ru

(*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow*)

The features of designing a maneuverable supersonic aircraft with shortened take-off and landing characteristics are considered. Special attention is paid to the choice of the configuration of the power plant and the aerodynamic layout, taking into account the requirements for modern aviation complexes.

УДК 629.735.33

СОЛНЕЧНЫЕ САМОЛЕТЫ

Воронин А.П.
antokha.voronin@mail.ru
Научный руководитель: В.В. Рыжков, к.т.н., доцент
(Воронежский государственный технический университет, Воронеж)

В работе представлены летательные аппараты (ЛА) с несущим крылом, осуществляющие полет исключительно за счет использования солнечной энергии. Рассматриваются их технические характеристики, область применения и проблемы создания подобных аппаратов.

Одним из важнейших достижений 21 века является создание летательных аппаратов на солнечных батареях. Самолеты данного типа являются экологическим летательным аппаратом. Так же, благодаря возобновляемой энергии солнца, самолеты с солнечными батареями будут существенно экономить электроэнергию [1].

Рассмотрим каждый БПЛА по отдельности:

В Вашингтоне на международной выставке беспилотных летательных аппаратов 2013 году, компания Titan Aerospace показала два высотных беспилотных аппарата Solara 50 и Solara 60 (рис.1), которые она назвала «Атмосферными спутниками». Каждый из них сможет забираться на высоту около 20 км и оставаться там на протяжении пяти лет [2].

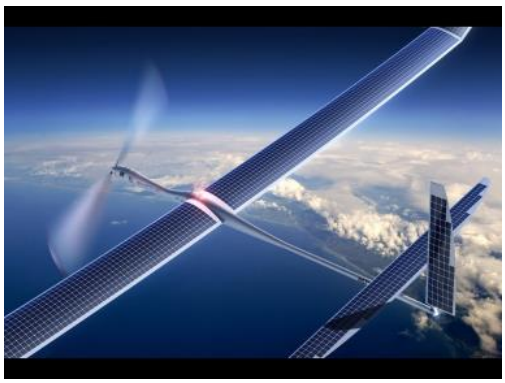


Рисунок 1 – Solara 50 и Solara 60:
Размах крыльев Solara 50 — 50 м; Solara 60 — 60 м; Длина — 15 м;
Скорость — 105 км/ч; Высота полета — 18 до 24 км;
Полезная нагрузка Solara 50 - 31 кг; Solara 60 - 100 кг.

БПЛА Solara имеют один двигатель с воздушным винтом большого диаметра, подпитываемый энергией солнечных батарей, которые размещены по всей поверхности крыльев. Солнечные батареи дают до семи киловатт мощности, часть которой идет на подзарядку литий-ионных аккумуляторов для работы электромотора в ночное время.

Запуск аппарата будет осуществляется с катапульты, полезная нагрузка для модели Solara 50 составляет 31 кг, а для модели Solara 60 - 100 кг.

Aquila (рис.2) – американский гражданский беспилотный летательный аппарат, разработанный американской компанией «Facebook».

Рисунок 2 – Aquila:
Размах крыла: 28 м; Потолок: 15 км; Скорость полета :40 км/ч

Летательный аппарат имеет размах крыльев больший, нежели размах крыльев авиалайнера Boeing 737, при этом его вес не превышает веса крошечного малолитражного автомобиля. Необходимая для полета энергия вырабатывается солнечными батареями, расположенные на огромных крыльях и других элементах конструкции, изготовленной из легкого углеродистого волокна.

Ресурса всех компонентов и узлов конструкции беспилотника Aquila достаточно для обеспечения его непрерывного пребывания в воздухе на протяжении 90 суток. Все это время аппарат при помощи лазерной коммуникационной системы будет поддерживать связь с наземными базовыми станциями и другими такими беспилотниками. А радиочастотное коммуникационное оборудование будет обеспечивать Интернет-покрытие области, над которой находится аппарат в данный момент времени. Согласно имеющейся информации эти системы будут в состоянии обеспечить скорость передачи данных порядка 10 Гигабит в секунду.

Фонд перспективных исследований (ФПИ) начал лётные испытания в стратосфере, на высоте 15-20 километров, первого российского атмосферного спутника "Сова" (рис. 3). Уникальная особенность спутника — это гибкое крыло сверхбольшого удлинения. Под действием атмосферных возмущений крыло может изгибаться, но не разрушается. Его форма поддерживается распределенной системой управления. ФПИ в 2016 году успешно испытал прототип атмосферного спутника "Сова", Продолжительность экспериментального полета составила тогда более 50 часов на высоте до 9 тысяч метров. Первый прототип атмосферного спутника имел девятиметровый размах крыла и предельно легкую конструкцию — 12 кг.

Рисунок 3 – Сова:
Размах крыла: 9,5 м; Потолок: 30 км; Скорость полета: около 9 м/с

«Сова» изготовлена из композитов с применением углеродных волокон, которые отличаются высокой прочностью, легкостью и надежностью.

В любой момент аппарат может быть возвращен на землю для ремонта. Связь с «Совой» осуществляется по спутниковым и защищенным радиоканалам. Полет спутника проходит автоматически, то есть это роботизированный комплекс, однако оператор всегда имеет возможность откорректировать полет.

Сфера применения данного аппарата – связь в труднодоступных районах, ретрансляция данных, мониторинг земной поверхности и околоземного пространства

Авиастроительная компания Airbus провела успешный запуск своего дрона Zephyr T (рис. 4), работающего исключительно на энергии солнца. Компания называет его “высотным псевдоспутником”, предназначенным для наблюдений за военными и гражданскими целями, лесными пожарами и связи в экстренных ситуациях.

Рисунок 4 – Zephyr Solar Plain:
Размах крыла: 18 м (22,5 м); Потолок: 21 км; Скорость: 90 км/ч

Он предназначен для полетов на высоте 20 км, Airbus планирует, что Zephyr T сможет оставаться в воздухе минимум месяц.

Работа над проектом началась в 2008 году. В 2010 Zephyr 7 побил мировой рекорд по длительности полета без дозаправки — 14 дней. После этого компания решила коммерциализировать две новых модели — Zephyr S и Zephyr T.

Solar Impulse (рис. 5) (регистрационный номер прототипа HB-SIA) — швейцарский проект по созданию самолёта, использующего исключительно энергию солнца (солнечные батареи).

Первый в мире пилотируемый самолёт, способный летать за счёт энергии Солнца неограниченно долго, запасая энергию в аккумуляторных батареях и набирая высоту днём, разработан компанией Solar Impulse.

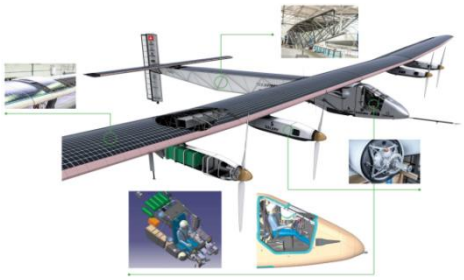


Рисунок 5 – Solar Impulse:
Длина: 21,85 м; Размах крыла: 63,4 м;
Крейсерская скорость: 70 км/ч; Практический потолок: 8500 м

Прототип летательного аппарата, предназначенного для кругосветного перелёта и пропаганды альтернативной энергетики

Солнечные батареи вырабатывают электроэнергию, которая используется для питания электродвигателей и зарядки аккумуляторов.

При проектировании подобных летательных аппаратов возникает комплекс взаимосвязанных проблем:

Из-за низкого КПД фотоэлектрических преобразователей ужесточаются требования к экономичности движителя, требуется увеличение площади поверхности для размещения солнечных батарей, тем самым повышаются требования к весовым характеристикам ЛА и к экономичности полета (рис. 6) [3].

Рисунок 6 – Solar impulse 2 и Боинг-747

Статистика относительных масс самолетов с использованием солнечной энергии показывает, что 25% составляет масса аккумуляторных батарей, запасенная энергия которых используется для ночного полета.

Влияние внешних факторов сказывается на КПД батареи. На пример, при пасмурной погоде или тумане снижается эффективность батареи. При низких температурах КПД солнечных панелей падает. Поэтому эффективно нахождение ЛА выше облаков. При этом высоки требования к отсутствию запыленности атмосферы, приводящей к значительному снижению энергоотдачи солнечных батарей, восстановить которую возможно лишь в ходе технического обслуживания.

Повышенные требования к экономичности полета обусловили повсеместное применение самолетной схемы, стремление к обеспечению лучшей освещенности элементов – применение схемы высокоплан.

Экономически эффективны ЛА с малой потребляемой мощностью, а значит с малыми скоростями полета, высоким аэродинамическим качеством, большим удлинением крыла, малой нагрузкой на крыло и, вследствие этого имеющие большую потребную площадь крыла.

Увеличенная площадь поверхности с пониженными весовыми характеристиками приводит к низкой устойчивости аппарата от воздействий нестабильной атмосферы и повышает требования к динамической прочности конструкции, приводящие к преимущественному применению гибкого крыла, гасящего динамические воздействия [4].

Применение данных аппаратов, несмотря на проблемы, возникающие при проектировании, очень обширно как в военных, так и в гражданских целях. Беспилотные аппараты будут функционировать совместно с орбитальными спутниками земли для ретрансляции сигналов [5]. Один аппарат, например Solara 50, будет способен заменить 100 наземных вышек сотовой связи, а также вести съемку поверхности планеты. Данные аппараты являются самыми экологичными, бюджетными и легкими в обслуживании стратосферными спутниками.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Воронин А.П. Солнечная энергия в авиации /А.П. Воронин, В.В. Рыжков, В.В. Самохвалов // II Международная научно-практическая конференция «Альтернативная и интеллектуальная энергетика». 2020. С. 231-232

2. Воронин А.П., Рыжков В.В. Летательные аппараты, использующие солнечные батареи / Авиакосмические технологии (АКТ-2020). // Труды XXI Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. II Тур. Воронеж, 2020. С. 256-262.

3. Лисейцев Н.К., Самойловский А.А. Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета / Труды МАИ. 2012. № 55. С. 11.

4. Чернега А.А., Рыжков В.В. Применение углепластиков в гражданском авиастроении / Современные инновации в науке и технике. // Сборник научных трудов 11-й Всероссийской научно-технической конференции с международным участием. Курск, 2021. С. 250-253.

5. Воронин А.П., Рыжков В.В. Тенденции развития российской беспилотной авиации / Авиакосмические технологии (АКТ-2020). // Тезисы I тура XXI Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. Воронеж, 2020. С. 84-85.

SOLAR AIRCRAFT

Voronin A.
antokha.voronin@mail.ru
Supervisor: V. Ryzhkov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Voronezh State Technical University, Voronezh)

Abstract. This paper presents aircraft that perform flight solely due to the consumption of solar energy. Their technical characteristics, scope and problems of creating these devices are considered.

УДК 621.37

МАХОЛЕТЫ – РЕАЛЬНОСТЬ ИЛИ МЕЧТА?

Газизов И.И.
Ibrahim.99@mail.ru
Научный руководитель: И.А. Савин, к.т.н., доцент
(Набережночелнинский филиал «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» г. Набережные Челны)

Аннотация: Данная статья представляет собой исследование истории создания махолетов и их предназначение, в том числе возможность разработки такого летательного аппарата на сегодняшний день.

Всего различают 3 вида аэродинамического полета и так же 3 типа летательных аппаратов, им соответствующих:

1. Самолет. Это летательный аппарат с неподвижным крылом, обтекаемым потоком воздуха с потребной скоростью. Для того, чтобы достичь этого обтекания, самолету необходим разгон. Другими словами требуется длинная взлетно-посадочная полоса (ВПП), достигающая, к примеру, для современных пассажирских лайнеров нескольких километров.

2. Вертолет. Для того, чтобы избежать недостатки самолетов, был создан винтокрылый летательный аппарат с несущим винтом, в результате которого он приспособлен реализовать вертикальный взлет и посадку, в том числе висеть на месте. Однако вертолет весьма неэффективен в горизонтальном полете, по причине низкого аэродинамического качества (половина лопастей ротора направляется против направления полета, половина – по направлению полета.) Вследствие чего необходима большая скорость вращения лопастей, что в свою очередь создает большое аэродинамическое сопротивление. В результате этого наибольшая скорость винтокрылой машины составляет 250-300 км/ч, что является низкой скоростью. К тому же имеется такой недостаток как большой расход топлива. В то же

необходимо отметить, что безаэродромное базирование делает вертолеты в определенных случаях незаменимыми.

3. Махолёт. Машущий полет ввиду своей сложности до настоящего времени не освоен человеком, но обширно представлен в природе. Предполагается, что махолёт совместит в себе достоинства как вертолетов (вертикальный взлет и посадка), так и самолетов (высокоэффективный крейсерский полет с большим аэродинамическим качеством и скоростью).

Махолет – это летательный аппарат, который держится в полете, прежде всего, за счет реакции воздуха с его плоскостями, которым придается маховое движение.

Идея летательного аппарата с машущими крыльями довольно древняя. Только в половине 19 столетия создатели проектов летательных машин переключились от машущих крыльев к неподвижным несущим поверхностям и к пропеллеру, который явился как бы перенесением в воздух водного гребного винта. Но вплоть до этого на протяжении тысячелетий человек иначе не мог представить себе полета, кроме как с помощью машущих крыльев. Этот факт естественен: с кого же было ему брать пример, как не с птиц?

«Птица — действующий по математическому закону инструмент, сделать который в человеческой власти…» В частности так говорил почти пятьсот лет назад Леонардо да Винчи, инженер, конструктор, и просто гений. Всю свою жизнь, до самой смерти, он занимался изучением полета птиц. И первый осознал, что простота взмаха крылом мнимая, что это весьма сложное движение, и малейшие детали устройства крыла оказывают решающее влияние на способность птицы к полету. Анализируя историю развития взглядов на авиацию, можно сделать однозначный вывод: идея самолета зародилась не сама по себе, а развилась из проектов аппаратов с машущим крылом, автором первых из которых был Леонардо да Винчи.

В истории так случилось, что махолет не нашел развития. На заре авиации он оказался слишком сложным, и все усилия создать аппарат с машущим крылом были безрезультатны. Однако сама идея летать подобно птицам не оставляла умы ученых с самого зарождения авиации. Еще Жуковский, родоначальник современной аэродинамики, многократно обращался к теории полета птиц, что стало базой всей современной аэродинамики. Но, решив вопрос парения, вихревой теории винта и крыла, Николай Егорович оставил проблему машущего крыла без должного внимания. В дальнейшем предприняли попытку найти ответ в группе Михаила Тихонравова, одного из основоположников космической отрасли СССР, тем не менее, дальше общих теоретических выкладок дело не пошло, а с развитием самолетостроения интерес к машущему полету совершенно утих.

Помимо сочетания преимуществ различных видов летательных аппаратов, махолет обладает собственными, исключительно ему присущими свойствами. Проведенные исследования машущего крыла на стендах предоставили любопытные результаты. Первоначальные расчеты не вызывали оптимизма: крайне большими оказывались частоты махания для создания требуемых аэродинамических сил, так же большими были и инерционные нагрузки, возникающие при этом. Вместе с тем оказалось, что электродвигатель, приводящий в движение крылья на тензометрическом стенде, не имеет возможности довести частоту махов до расчетных значений. Однако невзирая на это, создаваемые этим медленным крылом аэродинамические силы не только не ниже, но даже превосходят расчетные величины. Для того чтобы обосновать этот феномен, был необходим более чистый эксперимент. Была разработана специальная установка в аэродинамической трубе, позволяющая очень быстро (практически моментально), внедрять крыло в поток. Результат подтвердился: в первую очередь аэродинамические силы стремительно увеличивались, однако позже убывали вплоть до момента установления стационарного обтекания.

Интерпретируется данное явление дискретностью процессов обтекания машущего крыла, когда в результате существенного положительного ускорения оно как бы в некоторой

степени вовлекает в движение огромные присоединенные массы воздуха. Не вызывает сомнений, что машущее крыло способствует использовать явление дискретности для оптимизации взлетно-посадочных характеристик вплоть до достижения вертикальной посадки и взлета. Именно в этом ключевое превосходство будущих махолетов перед самолетами. Второе значимое заключение из раскрывшегося явления состоит в том, что в результате дискретности потребные скорости маха снижаются, но в свою очередь уменьшаются и инерционные нагрузки, которые воздействуют на крыло.

Инерционные и аэродинамические силы, которые нагружают крыло, не складываются, поскольку появляются в разное время и при различных положениях крыла. Аэродинамические силы – ближе к средним положениям, когда скорость движения крыла наивысшая, а инерционные силы – максимальны в его крайних положениях. Из этого можно сделать вывод: инерционные нагрузки, как правило, меньше аэродинамических, и конкретно полезные аэродинамические нагрузки определяют прочность и вес крыла. Благодаря этому отпадает множество опасений о неизбежности разрушения машущего крыла от больших инерционных сил. Однако, в то же время, это не принижает проблемы обеспечения усталостной прочности подобных аппаратов (свойственен всем типам летательных аппаратов), но, одновременно с этим, важность описанного явления состоит в том, что на развитие махолетов можно смотреть с оптимизмом.

Сравнительно с современными самолетами вертикального взлета и посадки, махолет более эффективен, поскольку на взлетно-посадочных режимах его крыло откидывает вниз максимальные массы холодного воздуха с наименьшими потребными скоростями в результате большой площади ометаемого крыла. Именно это уменьшает потребную для взлета мощность. Машущее крыло – единственная несущая система, функционирующая как на взлетно-посадочных режимах, так и в горизонтальном полете. Данная отличительная черта дает возможность снизить вес конструкции машущекрылого летательного аппарата по сравнению с самолетами вертикального полета, у которых при посадке и взлете крыло не используется. Необходимо подчеркнуть, что у махолета отбрасываемый вниз воздух имеет низкую температуру и скорость, из-за чего не повреждает ВПП и, что гарантирует действительную безаэродромность подобных летательных аппаратов. Помимо этого, машущекрылые летательные аппараты характеризуются таким свойством – как бесшумность. Машущее крыло функционирует с низкой инфразвуковой частотой, на порядок наименьшей, чем скорость вращения лопастей вертолета или пропеллера самолета, и не создает свойственного им шума вращения, не поддающегося глушению. Благодаря этому махолеты смогут летать и базироваться в черте города без экологических проблем.

При разгоне классического самолета его двигатель должен создать такую тягу, которая допускает преодолеть сопротивление шасси, крыла, фюзеляжа, оперения. При этом сопротивление крыла составляет половину (иногда больше) суммарного сопротивления летательного аппарата ввиду выпущенной механизации (предкрылки, закрылки) и больших углов атаки при взлете. У махолета крыло создает тягу, а не сопротивление, именно благодаря этому ускорение при разгоне максимальное, взлет укорачивается, а потребная тяга сокращается (так как сопротивление вдвое меньше, чем у самолетов). По этой причине все машущекрылые машины, как минимум, имеют короткий разбег. Скорость махолета в среднем вдвое превышает скорость сравнимого по размерам вертолета. В конечном итоге, для достижения больших скоростей полета машущее крыло можно без проблем зафиксировать после взлета, трансформировав махолет в скоростной самолет.

Очередной всплеск интереса к махолетам возникает в 1980-х годах. В СССР и за рубежом опубликовываются статьи, которые связаны с исследованием полета древних ящеров, птиц, насекомых, и в частности тогда появляется общеизвестная фраза: шмель по законам аэродинамика – летать не может, однако он их не знает и поэтому летает. Кульминацией стала стремление ученого Пола Маккриди из NASA создать копию огромного птеродактиля, впрочем, которая так и не сумела полететь. Однако это не воспрепятствовала

предприимчивому ученому продать ее музею Нью-Йорка за 3 миллионов долларов. Провал Маккриди в очередной раз снизила интерес к машущему полету, который снова стал выглядеть нереализуемым.

В то же время на фоне новых неудач и исследований зарубежных коллег, в Московском Авиационном институте создается лаборатория машущего полета, в которой активно принимает участие прежний руководитель ОКБ Симонов Михаил Петрович. В процессе многолетней работы команде получилось создать ряд легких летающих моделей, при всем этом заложить основные положения динамики и аэродинамике машущего полета. К 1993 году был разработан пилотируемый экспериментальный аппарат, и в то же время была выделена часть средств, однако перестройка не щадила никого, и потому проект закрылся. Руководитель лаборатории профессор Киселев Валентин Афанасьевич после этого многократно пытался поднять тему машущекрылых аппаратов, но попытки оказались без результата, так же как и постройка 22-х килограммовой модели.

В этот же период за рубежом лидером в постройке махолетов оказывается Торонтский университет. Команде под управлением Джеймса Делоуриера получилось достигнуть существенных успехов – в 2002 году они создали летающую модель махолета, который весит 3,5 килограмма. А в 2004 году был построен пилотируемый аппарат, который так и не смог оторваться от земли из-за низкой мощности двигателя. Два года спустя на орнитоптер установили небольшой вспомогательный реактивный двигатель, благодаря чему получилось совершить полет, однако через 300 метров пилот потерял управление и аппарат перевернулся. И наконец в 2010 году новая команда Торонтского университета создала 1-ый пилотируемый махолет с мускульным приводом, который сумел пролететь 19,3 секунд в горизонтальном полете только лишь благодаря силе пилота. Однако, аппарат сначала затянули на высоту подобно планеру, и только после пилот сумел парить почти 20 секунд без потери высоты.

В 2011 году к разработке нового аппарата приступила молодая команда выпускников МАИ: Дмитрий Шувалов и Андрей Мельник. По их словам, поначалу их проект строился на основании идеи Киселева, так как это был единственный подходящий теоретический базис в сфере орнитоптеров. Однако в конечном счете, они решили полностью пересмотреть конструкцию махолета в сторону обеспечения высокой надежности привода, и возможности регулировки основных параметров в широком диапазоне значений. В основу расчета прочности соединения и узлов была положена теория Валентина Киселева о приоритете аэродинамических нагрузок над инерционными.

Изучая исследовательские работы, научно-популярную литературу, я решил провести исследование сконструированной мною модели махолета. Полученные результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1

Исследование любительской модели махолета.

Условия исследования	Максимальная дальность полета (метр)	Время полета (секунда)
В помещении	8 м	10 с
На улице при отсутствии ветра	11 м	13 с
На улице в ветреную погоду	14м	16 с
Балкон 3 этаж	26 м	20 с

Согласно результатам исследования, можно сделать вывод, что моя модель совершает полет в короткий промежуток времени. Я считаю, что для первого подобного опыта это неплохой результат.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Р. Яров, инженер «Птицекрылые», «Моделист конструктор», 07-1972
2. И. Костенко «Полетел ли человек как птица?», «Моделист конструктор 11-1972
3. В. Якоби «Да, полетит!», «Моделист конструктор 11-1972
4. В. Киселев «Почему самолеты не машут крыльями?» Журнал «Техника-Молодежи» 09/2015
5. А. Родных «Птицекрылые машины, орнитоптеры и ортоптеры, их описание, история и применение в жизни. Л.,1929, с.1-46

ORNITHOPTER - A REALITY OR A DREAM?

Gazizov I.
Ibrahim99@mail.ru
Supervisor: I. Savin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Naberezhnye Chelny)

Abstract: This article is a study of the history of the creation of aircraft and their purpose, including the possibility of developing such an aircraft for today.

УДК 629.7.025.015.4:539.4

УТОЧНЕНИЕ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ ЛОПАСТИ ВЕРТОЛЕТА.

Гараев А.М.
garaev.airat@mail.ru
Научный руководитель: В.А. Костин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной научной работе рассматривается идентификация жесткостей опор по собственным частотам. Для решения задачи была рассмотрена балочная расчетная модель. По полученным результатам в эксперименте значений y”(x) были определены расчетным путем значения y”(x) балки в разных сечениях.

В последнее время возрастает роль математического моделирования как метода исследования физических процессов. Сказанное относится к исследованию прочности летательных аппаратов, когда по имеющейся информации о геометрии конструкции, физико-механических характеристиках материалов и внешних нагрузок определяют распределение деформаций и напряжений в ее элементах.

Вместе с этим часто ощущается дефицит в достоверных исходных данных, который затрудняет математическое моделирование прочностных процессов. В связи с этим остро стоит вопрос о поиске надежных путей получения указанных сведений, использования результатов прочностных экспериментов. Помощь в решении этого вопроса оказывает методология решения обратных задач, которая превратилась в наше время в мощный инструмент идентификации различного рода процессов и их параметров. [1]

Идентификация жесткостей опор.

Влияния упругости опор на свободные и вынужденные колебания балок изучалось в ряде работ. Для различных случаев закрепления концов приведены многочисленные примеры, свидетельствующие о необходимости учета податливости опор при нахождении частот и форм колебаний. Отмеченная особенность поведения балок является актуальной

при проведении стендовых усталостных испытаний конструкций, так как в процессе эксперимента происходит накопление повреждений не только в испытуемой конструкции, но и в приспособлениях, обеспечивающие граничные условия и нагружение. А если учесть, что многие опорные устройства, например, реальный фюзеляж, используемые в качестве естественного закрепления, изначально не является абсолютно жестким, то и исследование влияния податливости опор является, безусловно, необходимым этапом теоретической подготовки испытаний.

В нашем примере делается попытка учесть при возбуждении колебаний балке, находящейся на стендовых испытаниях, упругость опор балки.[1]

Воспользуемся уравнением колебаний балки для установившихся колебаний.

$$\frac{d^2}{dx^2}\left[EJ\frac{d^2}{dx^2}\right] - m\omega^2 y = q(x) \tag{1}$$

Рассматриваем заделку упругую относительно поперечных и угловых перемещений в нашем случаи, то интегральное соотношение с учетом геометрических краевых условий запишутся в следующем виде, x=0:

$$\text{y} = \int_0^x \frac{dy}{dx}dx + y_{x=0}\ ;$$

$$\frac{dy}{dx} = \int_0^{\text{x}} \frac{d^2y}{dx^2}dx + \frac{dy}{dx_{x=0}}\ ; \tag{2}$$

$$y_{x=0} = k_{20}Q_0\ ;$$

$$\left(\frac{dy}{dx}\right)_{x=0} = k_{10}M_0\ ;$$

Здесь k_{10}, k_{20} – жесткости заделки на поперечное и угловое перемещение; Q_0, M_0 – изгибающий момент и перерезывающая сила в сечении x=0. В свою очередь все эти величины связаны следующими соотношениями:

$$y_0 - k_{20}(EJ_0y_0'')' = 0$$

$$y_0' - k_{10}(EJ_0y_0'') = 0 \tag{3}$$

Уравнение (1) после приведения к интегральной форме с учетом (2) запишется:

$$EJ\frac{d^2y}{dx^2} - \omega^2\int_x^l dx\int_x^l m\left(\int_0^x dx\int_0^x \frac{d^2y}{dx^2}dx + y_0'\int_0^x dx + y_0\right)dx = \int_x^l dx\int_x^l qdx \tag{4}$$

Теперь для применения численного метода на отрезке 0≤x≤l выбираем m расчетных сечений. Тогда интегральные операторы могут быть заменены конечно-суммарными с использованием интегрирующих матриц и уравнение (4) примет вид:

$$(\lceil EJ\rfloor - \omega^2\lfloor J_2\rfloor^2\lceil m\rfloor\lfloor J_1\rfloor^2)\{y''\} - \omega^2y_0'\lfloor J_2\rfloor^2\lceil m\rfloor\lfloor J_1\rfloor\{e\} - \omega^2y_0\lfloor J_2\rfloor^2\lceil m\rfloor\{e\} = \{M\} \tag{5}$$

Здесь, $[EJ]$, $[m]$ – диагональные матрицы значения соответствующих параметров в расчетных сечениях балки; {e} – столбец единиц; $\lfloor J_1\rfloor^2$, $\lfloor J_2\rfloor^2$ – матричные аналоги интегралов.

Введем понятие податливости заделки:

$$\text{A}_1 = \frac{1}{k_{10}};\ A_2 = \frac{1}{k_{20}}. \tag{6}$$

Рассматриваем податливость заделки на вертикальные перемещения A_1;

Уравнение колебания балки с учетом податливости в поперечном направлении:

$$\left((\lceil EJ\rfloor - \omega^2\lfloor J_2\rfloor^2\lceil m\rfloor\lfloor J_1\rfloor^2)\{y''\} - \omega^2\text{A}_1EJ_0\lfloor J_2\rfloor^2\lceil m\rfloor\lfloor J_1\rfloor\lfloor Z_1\rfloor\{y''\} = \{M\}\cdot(*)\right) \tag{7}$$

Введем в расчет вектор A_1 (A_{11} ,A_{12} ,A_{13} , … , A_{1n}). Здесь A_{11} ,A_{12} ,A_{13} , … , A_{1n} – область возможных изменений податливости. Количество – «n» выбрано одинаково с количеством сечений, чтобы матрица чувствительности была квадратной.

Производная $(*)$ по A_1

$$(0)\{y''\} - ([EJ] - \omega^2[J_2]^2[m][J_1]^2)\left\{\frac{\partial y''}{\partial A_1}\right\} - \omega^2 EJ_0[J_2]^2[m][J_1]^2[Z_1]\{y''\} + (-1)\omega^2 A_1[EJ_0][J_2]^2[m][J_1]^2[Z_1]\frac{\partial}{\partial A_{1i}}\{\partial y''\} = 0 \quad (8)$$

Пусть $K = ([EJ] - \omega^2[J_2]^2[m][J_1]^2); N = \omega^2 EJ_0[J_2]^2[m][J_1]^2[Z_1]\{y''\};$

Запишем компактнее формулу (8)

$$([K] - [N]A_{1i})\left\{\frac{\partial y''}{\partial A_1}\right\} - [N]\{y''\} = 0 \quad (9)$$

Преобразуем формулу (9) необходимый вид:

$$\left\{\frac{\partial y''}{\partial A_{1i}}\right\} = ([K] - [N]A_{1i})^{-1}[N]\{y''\} \quad (10)$$

$$\left\{\frac{\partial y''}{\partial A_1}\right\} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial y_2''}{\partial A_{1i}} \\ \frac{\partial y_2''}{\partial A_{1i}} \\ \cdots \\ \frac{\partial y_n''}{\partial A_{1i}} \end{Bmatrix} \Psi^T - \text{строка.}$$

$$\delta A = \left[[\Psi^T][\Psi]\right]^{-1} \cdot [\Psi^T]\left(\{y''_{экс}\} - \{y''_{теор}\}\right)$$

$$\Psi(A) = \begin{vmatrix} \frac{\partial y_1''}{\partial A_{11}} & \frac{\partial y_1''}{\partial A_{12}} & \cdots & \frac{\partial y_1''}{\partial A_{1n}} \\ \frac{\partial y_2''}{\partial A_{11}} & \frac{\partial y_2''}{\partial A_{12}} & \cdots & \frac{\partial y_2''}{\partial A_{1n}} \\ \cdots & \cdots & & \cdots \\ \frac{\partial y_n''}{\partial A_{11}} & \frac{\partial y_n''}{\partial A_{12}} & \cdots & \frac{\partial y_n''}{\partial A_{1n}} \end{vmatrix}$$

$A_{12} = A_1 + \delta A; \quad A_{1n} -$ последние значение из набора

$$I = \sum_1^n (y''_{эi} - y''_{тi})$$

Проведем расчет наследующем примере балки. Длина балки l=2,72 м, погонная масса в сечении заделки m=26,3 Н/м и линейно убывает к свободному концу до значения 13,15 Н/м, возбуждающая сила P=10 Н с частотой колебания ω=1137,2 рад/сек. Табл. 1 и 2.[2]

Таблица 1

Характеристики балки по сечениям

Сечение, i	Координата x, м	Погонная масса m, Н/м	Изгибная жесткость EI	Податливость исходная, A
0	0	26,3	4601000	0,000214
1	0,272	24,98	4370950	0,000114
2	0,544	23,67	4140900	0,0000075
3	0,816	22,355	3910850	0,00000157
4	1,088	21,04	3680800	0,000000527

5	1,36	19,7	3450750	0,00000023
6	1,632	18,41	3220700	0,000000119
7	1,904	17,095	2990650	0,0000000692
8	2,176	15,78	2760600	0,0000000439
9	2,448	14,465	2530550	0,0000000299
10	2,72	13,15	2300500	0,0000000216

Таблица 2

Распределения второй производной формы колебания балки y'' по длине балки.

Сечение, i	$\overline{y''}$, экспериментальная	$\overline{y''}$, расчетная	Погрешность,%
0	1	0,967	3,3
0,1	0,8	0,851	5,1
0,2	0,76	0,759	0,1
0,3	0,57	0,544	2,6
0,4	0,44	0,48	4
0,5	0,31	0,33	2
0,6	0,27	0,278	0,8
0,7	0,21	0,187	2,3
0,8	0,11	0,115	0,5
0,9	0,02	0,009	1,1
1	0	0	0

Теперь решаем обратную задачу идентификации жесткостей опор. Зададим нулевое приближение $\{A^0\}$, шаг метода e=0,05 и погрешность решения $\varepsilon=10^{-13}$.

Целевая функция на нулевой итерации составила $5{,}689 \times 10^{-12}$, что превышает заданную погрешность $\varepsilon=10^{-13}$, поэтому необходимо продолжить решение.

Вычислив матрицу чувствительности и приращение ,далее находим следующее приближение податливости $\{A^1\}$, затем расчетную y''.

Проведя таким образом 3 итерации, нам удалось снизить значение целевой функции до $4{,}731 \times 10^{-14}$ и прийти к значению податливости $A_{чув}$ отличающаяся от исходной не более чем на 10 %, что показано в таблице 3 и рисунке 1.

Таблица 3

Сечение, i	Координата x, м	Податливость исходная, A	Податливость, $A_{чув}$	Погрешность,%
0	0	0,000214	0,000213	0,46729
1	0,272	0,000114	0,000123	7,95244
2	0,544	0,0000075	0,00000683	8,985648
3	0,816	0,00000157	0,00000166	5,7507
4	1,088	0,000000527	0,000000531	0,75205
5	1,36	0,00000023	0,000000229	0,785094
6	1,632	0,000000119	0,000000117	1,319337
7	1,904	0,0000000692	0,0000000682	1,514243
8	2,176	0,0000000439	0,0000000432	1,779434
9	2,448	0,0000000299	0,0000000293	2,105701
10	2,72	0,0000000216	0,0000000211	2,494372

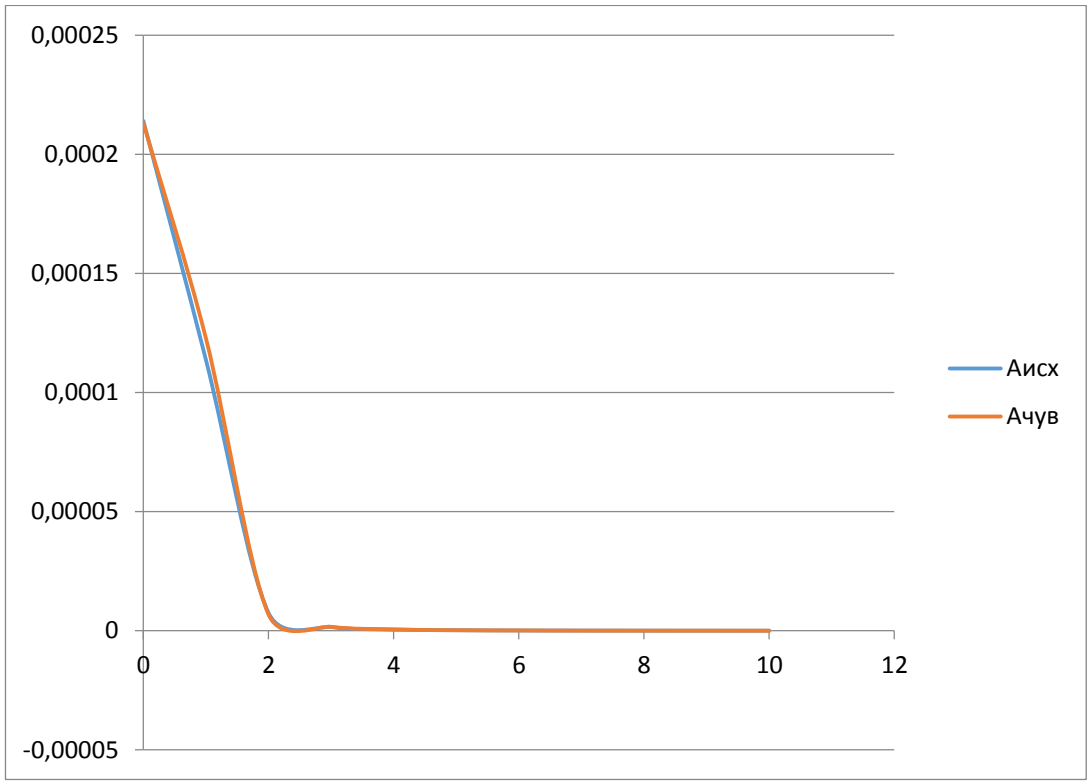


Рис. 1. График результатов

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. В.А. Костин, М.Ю. Торопов, А.П. Снегуренко. Обратные задачи прочности летательных аппаратов // Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2002.

2. И.В. Ананьев, Н.М. Колбин, Н.П. Сербрянский. Динамика конструкций летательных аппаратов // Изд-во Машиностроение. 1972г.

REFINEMENT OF THE BOUNDARY CONDITIONS OF THE HELICOPTER BLADE

Garaev A.

garaev.airat@mail.ru

Supervisor: V. Kostin, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this scientific work, the identification of the stiffness of the supports by natural frequencies is considered. To solve the problem, a beam design model was considered. According to the results obtained in the experiment, the y ”(x) values were calculated by calculation, the y” (x) values of the beam in different sections.

УДК 533.693.1

МЕТОДИКА РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА ИЛ-76.

Гильфанов А.Д.
almaz.gilfanov.2000@mail.ru
Научный руководитель: Е.В. Романова, старший преподаватель
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье приводится обзор на методику расчета аэродинамических характеристик крыла самолета и его применение на примере крыла самолета ИЛ-76.

В основу расчета аэродинамических характеристик однопанельного крыла конечного размаха взята методика «DATCOM» в предположении, что заданы аэродинамические и геометрические характеристики профиля крыла. Методика разработана на основе исследований, проведенных на кафедре аэрогидродинамики КНИТУ-КАИ, и материалов опубликованных в трудах ЦАГИ, NACA и СибНИА. Расчеты выполнены на примере самолета ИЛ-76.

ИЛ-76 тяжелый военно-транспортный самолет, разработанный ОКБ Ильюшина. Крыло данного самолета стреловидное с углом стреловидности 25°(по линии ¼ хорд), размахом 50,5 м, корневой хордой 8,79 м, концевой хордой 2,93 м, углом крутки крыла 3°. Форма крыла в плане показана на Рисунке 1.

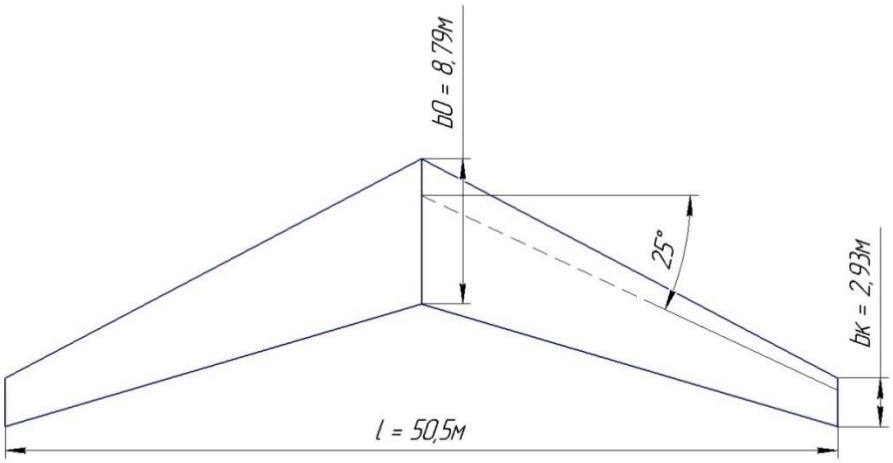


Рис. 1. Форма крыла ИЛ-76 в плане.

Профиль крыла выбран следующий NACA-21012. Данный профиль является двояковыпуклым несимметричным с относительной кривизной 1,12% и толщиной 12%. Такой профиль обладает низким профильным сопротивлением и высоким значением коэффициента подъемной силы.

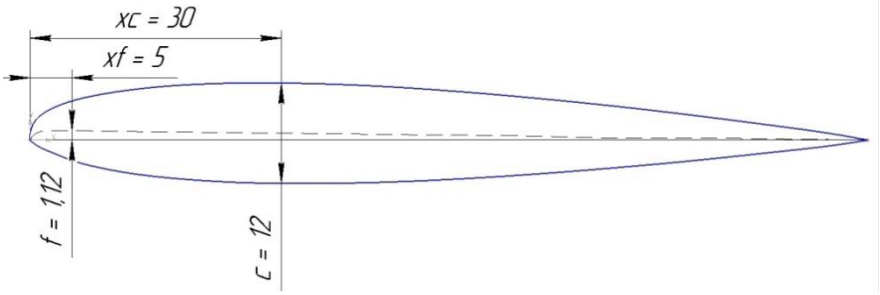


Рис. 2. Профиль NACA-21012.

Для начала расчетов требуется определить некоторые геометрические параметры крыла (углы стреловидности по передней кромке, по линии 0,5 хорд и максимальных толщин) и полетные параметры (число Рейнольдса).

Далее находят характерные углы атаки:

1. угол атаки нулевой подъемной силы крыла
2. критический угол атаки крыла (рассчитывается с учетом крутки, геометрических параметров крыла и полетных параметров)

Расчет производной коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки на линейном участке осуществляется по формуле:

$$c^{\alpha}_{ya\ 3D} = \frac{2\pi^2}{180} * \left(\frac{2}{\lambda} + \sqrt{\frac{{\beta_M}^2}{\left(K_{\text{П}} \cos\left(\chi_{\beta_M}\right)\right)^2} + \frac{4}{\lambda^2}}\right)^{-1}$$

После этого нужно найти максимальное значение коэффициента подъемной силы крыла. При определении необходимо учитывать сжимаемость воздуха и стреловидность крыла по линии фокусов введением соответствующих коэффициентов.

Угол окончания линейного участка по значению коэффициента подъемной силы в конце линейного участка определяется из зависимости $c_{ya\ 3D}(\alpha)$ для произвольно заданного угла атаки на линейном участке.

При дальнейшем расчете нужно брать во внимание влияние полетного числа Рейнольдса. Это делается так же введением дополнительного коэффициента.

Для расчета на линейном участке известны все составляющие:

$$c_{ya\ 3D}(\alpha) = c^{\alpha}_{ya\ 3D}(\alpha - \alpha_{0\ 3D}) * K(Re)$$

Нелинейный же участок описывается при помощи квадратичного полинома:

$$c_{ya\ 3D}(\alpha) = \alpha_0 + \alpha_1\alpha + \alpha_2\alpha^2,$$

где α_i - неизвестные коэффициенты полинома. Для их определения используются следующие условия:

1. $c_{ya\ 3D}(\alpha = \alpha_{1\ 3D}) = c_{ya1\ 3D}$
2. $c_{ya\ 3D}\left(\alpha = \alpha_{\text{кр}\ 3D}\right) = c_{ya\ max\ 3D}$
3. $\frac{dc_{ya\ 3D}}{d\alpha}\left(\alpha = \alpha_{\text{кр}\ 3D}\right) = 0$

Используя вышеперечисленные формулы, при помощи вычислительного пакета Wolfram Mathematica был получен следующий график:

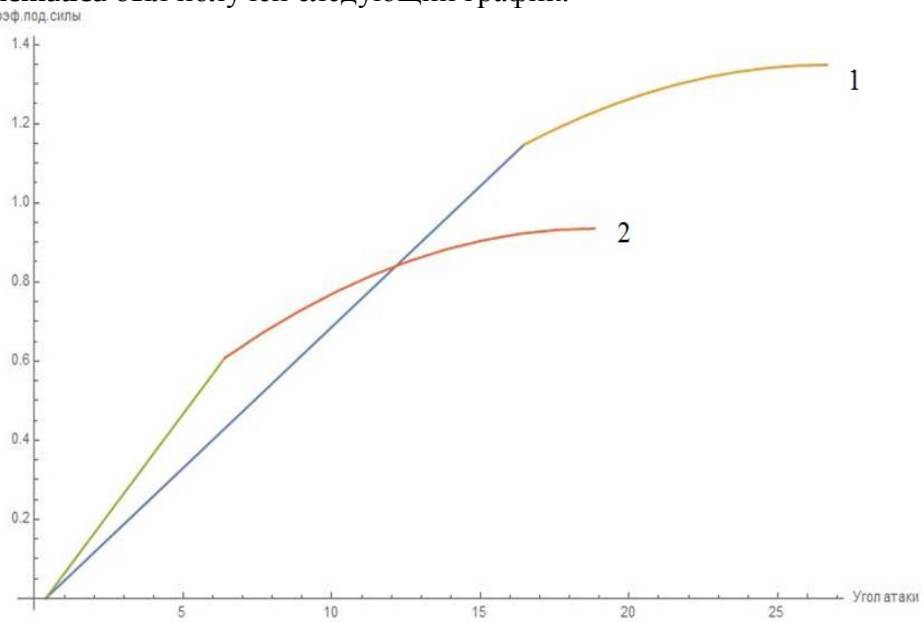


Рис. 3. Графики коэффициента подъемной силы. 1 – при скорости 0.2 Маха, высоте полета 0 км; 2 – при скорости 0.77 Маха, высоте полета 10 км.

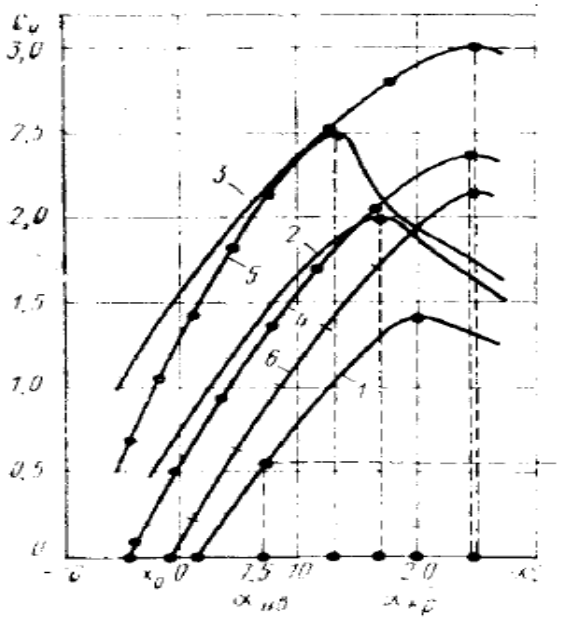


Рис. 4. Графики коэффициента подъемной силы реального самолета ИЛ-76Т.
1 – с убранными шасси и механизацией

Профиль, который был выбран для расчета, максимально приближен по своим параметрам к реальному профилю самолета ИЛ-76, что позволяет сравнить эффективность обозреваемого метода. Если сравнить графики под номером 1 на рисунках 3 и 4, можно заметить, что они похожи. Максимальное значение коэффициента подъемной силы и критический угол атаки для теоретического профиля составляют, соответственно, 1,35 и 26,6582°, для реального профиля 1,42 и 20°. Если не учитывать, то что в теоретическом расчете не принимается во внимание влияние фюзеляжа и других частей самолета, то относительная погрешность вычислений составит 5,2% для коэффициента подъемной силы и 25% для критического угла атаки.

Исходя из всего вышеописанного, можно сделать вывод, что хоть метод и не является абсолютно точным, он способен дать достаточную первичную информацию конструктору, которому нужно в короткое время спроектировать самолет и проверить его характеристики. Однако для более полной картины, требуются дальнейшие уточнения и испытания на реальных образцах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Сахно А.Г., Холявко В.И. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Харьков: 1978. 67 с.

2. Abbot J.H., Doenhoff A.E., Stivers L.S. Summary of airfoil data//NACA Report. 1945. №824.

3. Кусюмов А.Н., Нугманов З.Х., Романов В.М. Расчет поляры однопанельного крыла самолета при дозвуковых скоростях полета: Учебное пособие по курсу аэродинамики/Под редакцией В.Г. Павлова. Казань: Изд-во Казан. Гос. техн. ун-та. 2002. 20 с.

4. Бехтир П.Т., Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолета ИЛ-76Т. Москва. «Машиностроение». 1979 г. 147 с.

THE METHOD OF CALCULATING THE LIFT COEFFICIENT OF THE IL-76 WING.

Gilfanov Almaz
almaz.gilfanov.2000@mail.ru
Supervisor: E. Romanova, Senior Lecturer
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article provides an overview of the methodology for calculating the aerodynamic characteristics of an aircraft wing and its application on the example of an IL-76 aircraft wing.

УДК 621.45

ПРИМЕНЕНИЕ СПИРАЛЕВИДНЫХ ТУРБУЛИЗАТОРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН

Дехьян Р.Р.
ronaldodehian@yahoo.com
Научный руководитель: Белова С.Е., к.т.н., доцент
(РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск)

В работе рассматривается вопрос повышения надежности газотурбинных двигателей (ГТД) и увеличения срока их службы. Для этого предлагается конструкция охлаждаемой турбинной лопатки со спиралевидным турбулизатором охлаждающего потока. Представлены результаты аэродинамического исследования и численного моделирования течения через спирали. Конструкция охлаждаемой лопатки турбины со спиралевидным турбулизатором предусматривает использование в качестве конструкционного материала графен – революционный материал 21-го века.

Главной причиной выхода из строя лопаток первой ступени турбины газотурбинного двигателя является прогар оболочки лопатки. Наиболее проблемным участком сопловой лопатки турбины (особенно это касается сопловых лопаток первой ступени) является передняя кромка – именно эта зона обтекается трактовым газом с наиболее высокими (по отношению к другим сечениям по высоте профиля) температурами.

В настоящее время в высокотемпературных турбинах ГТД применяются сопловые лопатки, у которых зона передней кромки имеет обособленный канал охлаждения, т.е. организована самостоятельная полость в зоне передней кромки, в которую подается охладитель. Вместе с тем, результаты испытаний натурных турбин показывают, что радиальная эпюра температуры газа перед лопаткой имеет максимум, расположенный примерно в средней части верхней половины пера (т.е. примерно на 2/3 высоты лопатки от втулочного сечения) [1]. Учитывая требования к уровню эффективности охлаждения перспективных турбин и результаты определения радиальной температуры газа перед турбиной натурного двигателя, можно предложить следующую конструкцию лопатки соплового аппарата. Такая лопатка содержит полую оболочку, внутренняя часть которой разделена на три полости: две в зоне передней кромки (располагаются одна над другой по высоте лопатки) и одну – для охлаждения средней части лопатки (по её длине) и хвостовой части лопатки. Преимущество такой лопатки заключается в том, что её конструкция позволяет подавать к наиболее проблемному в плане температурной напряженности (максимально горячему) участку пера лопатки поток охлаждающего воздуха, не использованного при охлаждении других (в данном случае – корневых) участков пера лопатки, за счет чего достигается более высокий уровень эффективности охлаждения, более интенсивно снижается температура лопатки, а значит, снижается вероятность появления трещин и прогара. В итоге – повышается надежность лопатки и её ресурс.

Также практикой проектирования охлаждаемых лопаток турбин ГТД предусмотрено расположение во внутренних каналах турбулизаторов различных форм. Применяются ребра, штырьки, матрицы, стержни и т.д. [2]. Целесообразно рассмотреть новые формы турбулизаторов, которые позволят получить необходимый уровень повышения интенсивности теплообмена без критического снижения напора охладителя для организации

его эффективного выдува в проточную часть после теплосъема. Такой формой может стать спираль.

С целью определения эффективности спирали как турбулизатора было выполнено экспериментальное исследование обтекания единичных Архимедовых спиралей разной геометрии и комплекта из трех Архимедовых спиралей (рис. 1). Экспериментальное исследование обтекания трех спиралей позволило сделать выводы о высокой степени турбулизации потока, создаваемого обтеканием спирали. Установка спирали непосредственно рядом с передней кромкой позволяет создать хорошо закрученный поток, который распространяется вверх по передней кромке, что способствует её интенсивному охлаждению.

Модели спирали были разработаны в Unigraphics (NX), затем напечатаны на 3D-принтере. Эксперимент проводился на аэродинамическом стенде (рис. 2). Модель спирали устанавливалась в выходном сечении сопла аэродинамической трубы в цилиндрическом канале (рис. 3). Исследовались спирали разной геометрии (таблица 1).

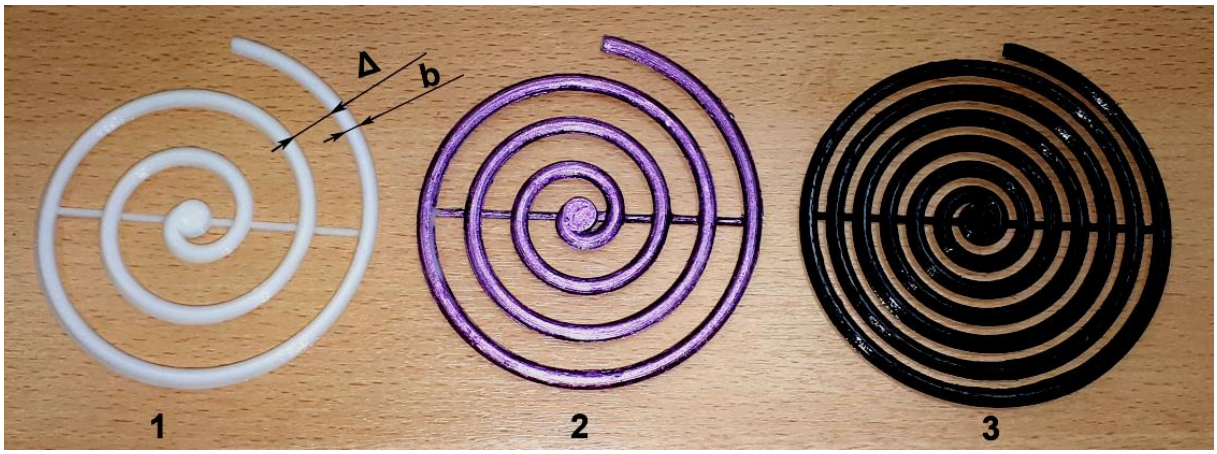


Рис. 1. 1 - спираль 1; 2 - спираль 2; 3 - спираль 3; Δ - расстояние между витками; b - ширина витка; n - количество витков.

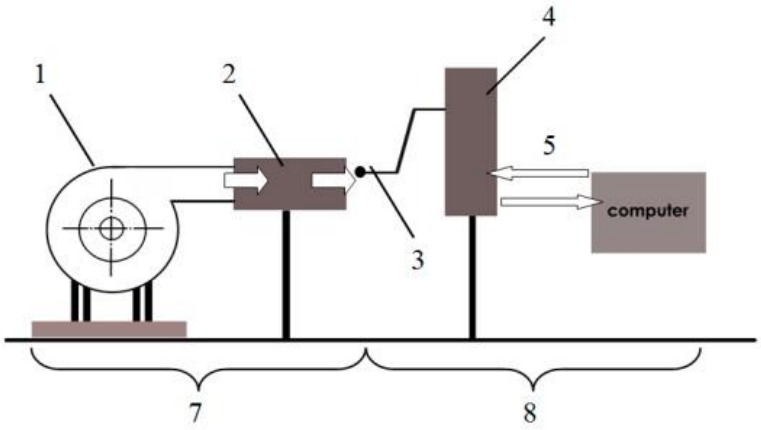


Рис. 2. Схема экспериментального стенда: 1 - двигатель; 2 - модель; 3 - приемник давления; 4 – ввод и вывод информации; 5 - контроллер; 6 - компьютер; 7 - аэродинамическая труба; 8 – измерительный блок.

Таблица 1

Параметры спиралей

	Расстояние между витками Δ, мм	Ширина витка b, мм	Соотношение Δ / b	Количество витков, n	Максимальный радиус, мм
Спираль 1	12,25	4	3,0625	3	50
Спираль 2	8,2	4	2,05	4	50
Спираль 3	2,91	4	0,7275	7	50

Измерение давления за спиралью проводилось с помощью компьютеризированного измерительного блока. Приемник давления был запрограммирован на движение по радиусу спирали (рис. 4). Для каждого радиуса приемник передвигается влево, а затем останавливается в 10 экспериментальных точках по направлению к 180 градусам. После прохода каждого радиуса приемник давления всегда возвращался в центр. Измерения давления записывались для разных радиусов.

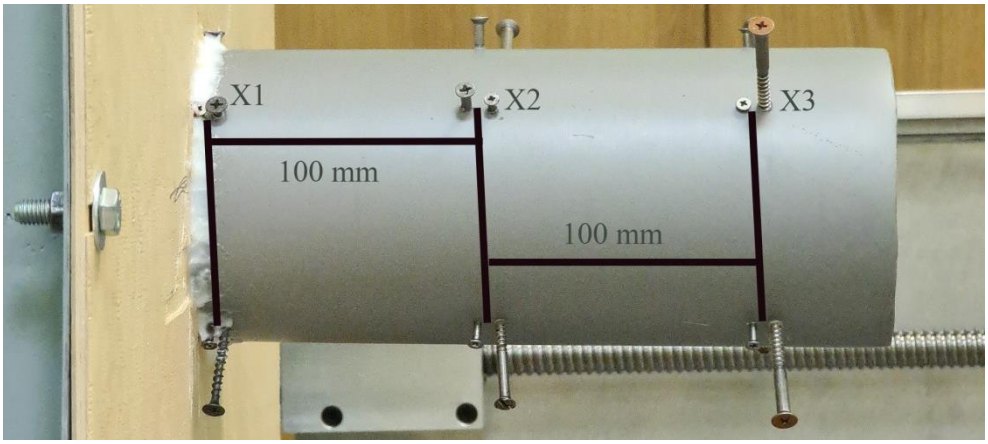


Рис. 3. Экспериментальный цилиндр с тремя положениями спирали: X1, X2 и X3.

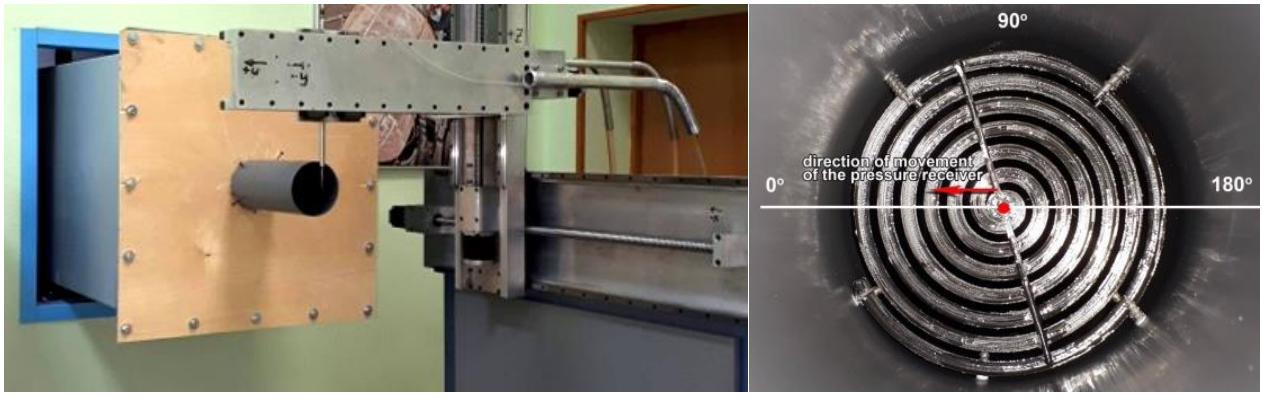


Рис. 4. Слева – общий вид модели в трубе и измерительный стенд. Справа – направление движения приемника давления по спирали 3.

Проведенное авторами экспериментальное исследование структуры течения через спираль показало, что этот тип турбулизатора позволяет иметь более высокий уровень турбулизации потока, что приведет к более эффективному отводу тепла (рис. 5). В лопатке

турбулизатор спиральной формы устанавливается во внутреннем канале в сечении подвода холодного воздуха.

Сравнение распределения избыточного за спиралью в случае использования одной спирали и комбинации трех спиралей показало ряд интересных результатов. Очевидно, что сочетание трех спиралей снижает давление потока почти в два раза. Одна спираль позволяет получить более высокую турбулентность потока при приемлемом уровня давления. Причем точки локальных максимумов и минимумов показывают закрутку воздушного потока в направлении закрутки спирали (рис. 6).

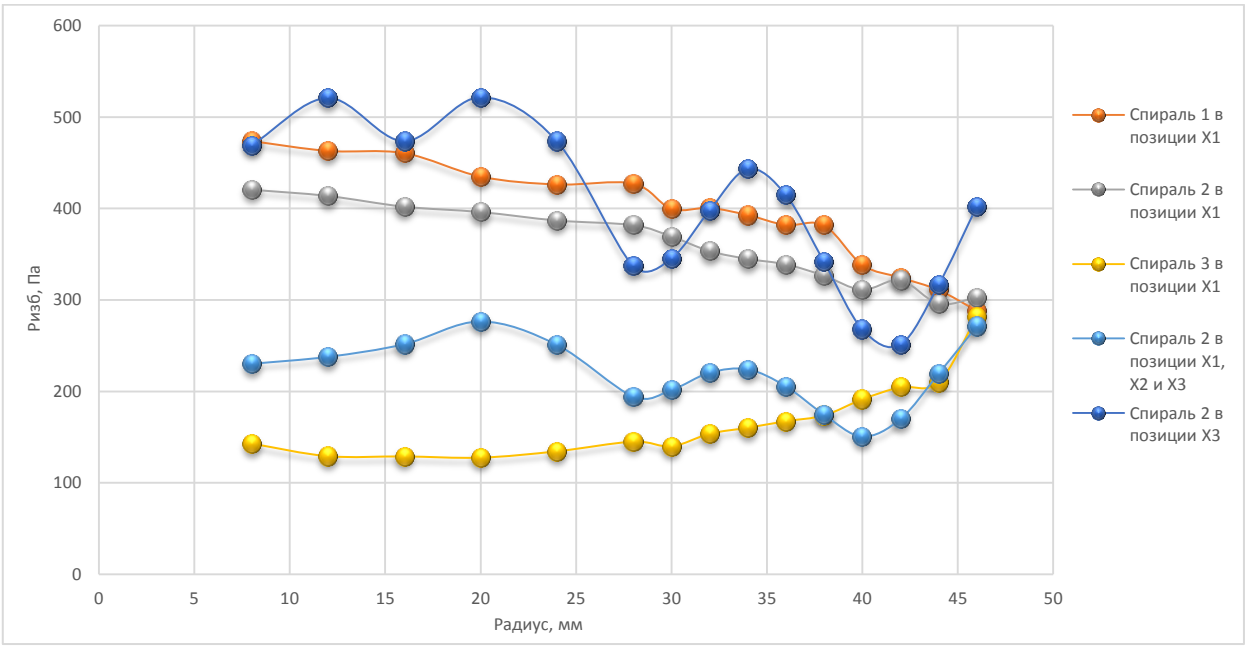


Рис. 5. Сравнение изменения избыточного давления по радиусу спиралей.

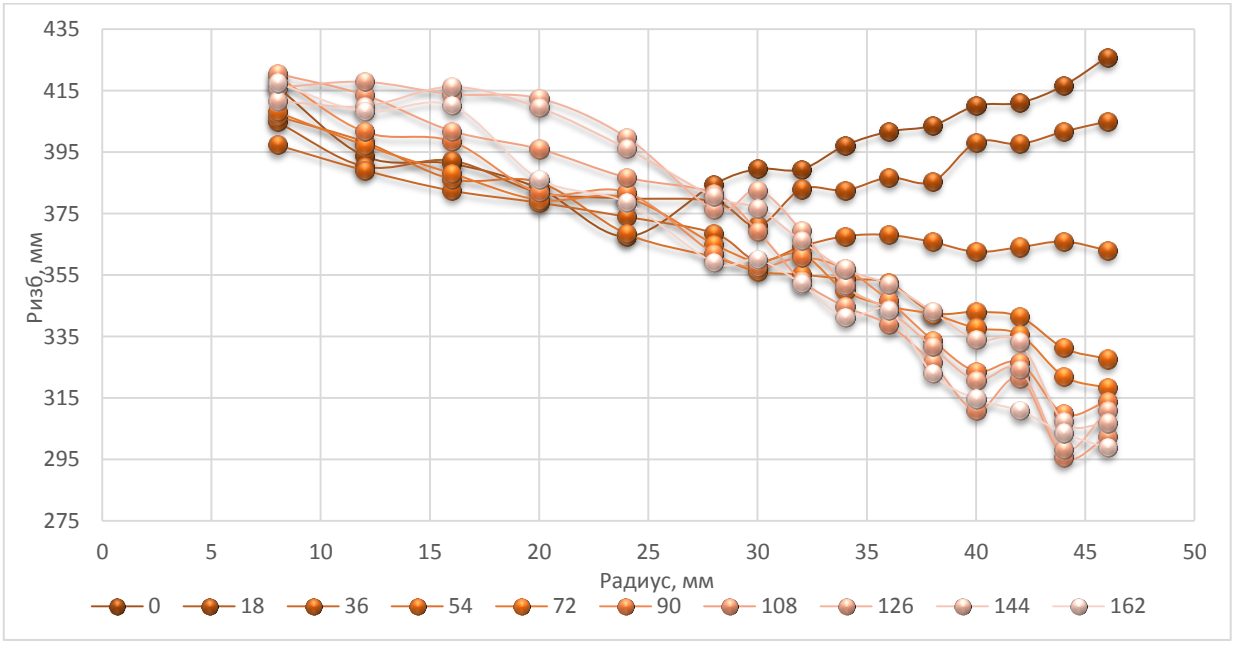


Рис. 6. Изменение давления по 10 радиусам спирали 3.

Выполнено CFD-моделирование турбулентного течения через спираль. Для выполнения численного моделирования в Unigraphics NX была создана модель спирали в цилиндрическом канале, импортированная в Autodesk CFD. Создана мелкодисперсная сетка

модели спирали 3 (рис. 7) и применены граничные условия, включая соответствующую модель турбулентности, параметры потока на концах цилиндра, свойства рабочего тела.

Исследование показало спираль смогла обеспечить при высокой турбулизации потока минимальную потерю давления, что, в свою очередь, хорошо для выпуска холодного воздуха из лопатки турбины.

В результате моделирования получено распределение полей давления и скоростей протекающего через спираль рабочего тела (рис. 7). Спираль смогла обеспечить минимальную потерю давления, что в свою очередь важно для процесса выдува охладителя.

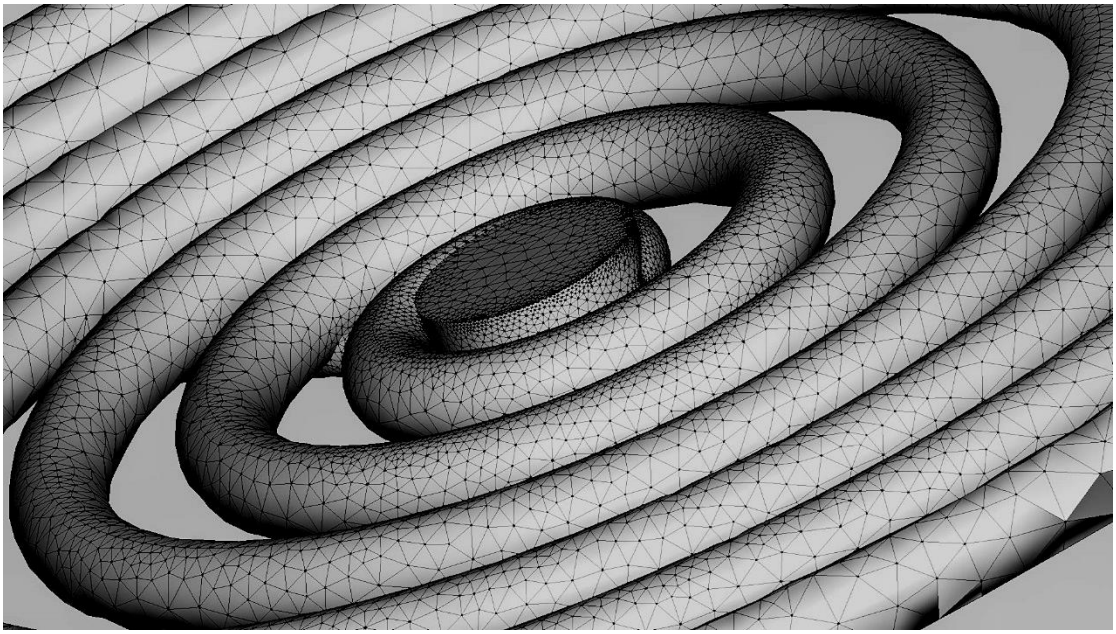


Рис. 7. Расчетная сетка спирали 3.

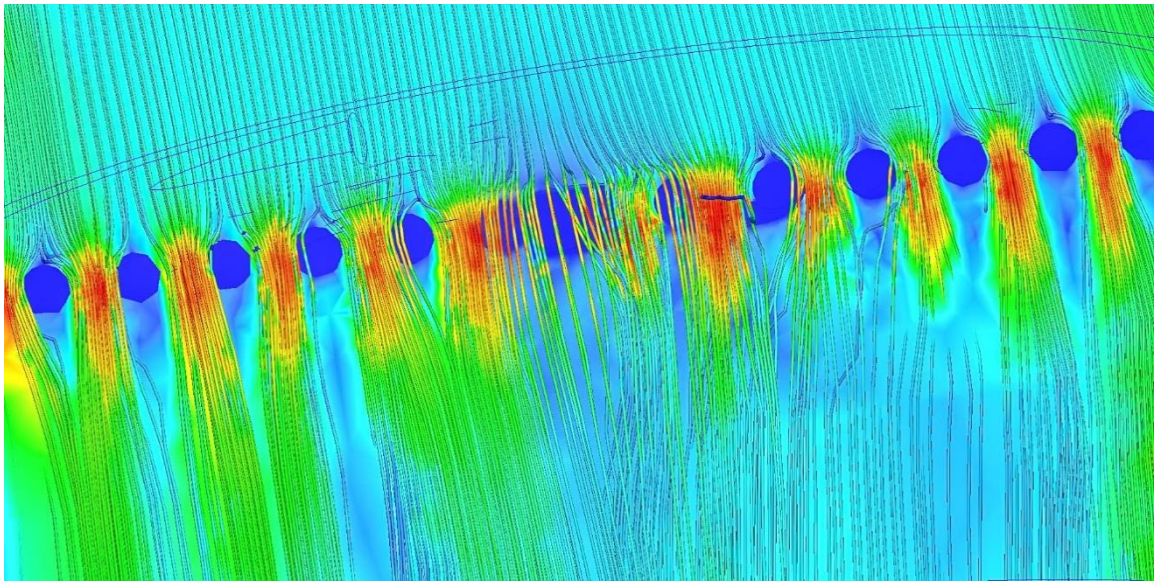


Рис. 8. Результаты расчета скорости потока при CFD моделировании.

Погрешность при сравнении эксперимента с численным моделированием составляет 12%, что позволяет считать результаты численного моделирования достоверными.

Предлагается конструкция охлаждаемой турбинной лопатки, в внутреннем канале которой установлены вертикальные стержни с горизонтально расположенными на них спиралевидными турбулизаторами (рис. 9).

Для изготовление спиралевидного турбулизатора можно использовать перспективный материал – графен. Проведенное авторами исследование тепловых характеристик графена показало, что графен остывает с довольно большой скоростью. Графен может иметь двухмерную структуру, и, поскольку он также эластичен, он позволяет создавать нанотрубки, в результате чего многие слои графена соединяются радиально и в конечном итоге изгибаются в трубку. Эта трубка растягивается по спирали и удерживается на месте. Известен способ изготовления спиралей с использованием электроэрозионной обработки (WEDM) для изготовления любых небольших моделей графена, поскольку он очень хорошо проводит электричество. WEDM уже используется для огранки алмаза, который имеет атомную структуру, аналогичную графену и графиту. Другой способ - использовать электролиз путем химического осаждения для получения покрытия графена на меди, покрытой графеном. Исследование в этой сфере вся еще ведутся, и, возможно, таким же образом можно будет покрыть другие металлы. Создание графеновых нанопластинок тоже один из методов получения деталей из графена.

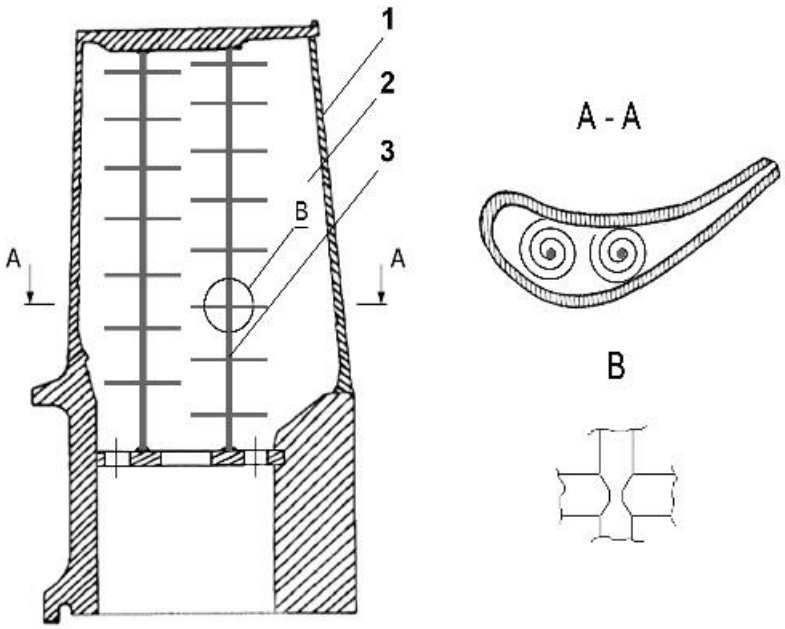


Рис. 9. Спиралевидные турбулизаторы закреплены на двух стержня. 1 - стенка лопатки, 2 - канал охлаждения, 3 - стержень со спиралями, В - место соединения стержня и спирали.

Таким образом, дальнейшее, развитие технологии производства графена позволит получить легкий и прочный турбулизатор, способный генерировать достаточно мощный турбулентный поток для эффективного охлаждения лопаток турбины. К настоящему времени уже существует положительный опыт применения графена в авиации. Графен имеет исключительные прочностные и тепловые характеристики, что делает его весьма перспективным. На данный момент существует много способов получения графена [3] и способов изготовления из него деталей. Определено, что спиральные турбулизаторы способны снизить температуру лопаток турбины на ~ 16-18%, при этом срок службы и долговечность значительно повысятся. Более высокий уровень турбулентности может быть достигнут при использовании отношения $\Delta / b > 1$.

Предложенная конструкция системы охлаждения лопаток позволит значительно повысить рабочую температуру турбины без снижения надежности и ресурса лопатки, что положительно скажется на уровне КПД всего двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Лозовский В.Н., Бондал Г.В., Каксис А.О. и др. Диагностика авиационных двигателей. – М.: Машиностроение. 1988. 280 с.

2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. – ОАО Авиадвигатель. Пермь. 2006. 398 с.

3. Jamie Warner, Franziska Schäffel, Alicja Bachmatiuk, Mark Rümmeli. Chapter 4 - Methods for Obtaining Graphene // Graphene, 2013, Pages 129-228.

IMPROVING THE COOLING EFFICIENCY OF HIGH-TEMPERATURE TURBINE BLADES THROUGH THE USE OF SPIRAL TURBULATORS

Dehian Ronald Razmik

ronaldodehian@yahoo.com

Supervisor: S. Belova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(RSATU named after P.A. Soloviev, Rybinsk)

A study to increase the cooling intensity in the blades of modern gas turbines. The spiral turbulators proposed make it possible to significantly turbulate the flow of the cooler for a more efficient removal of heat, almost without increasing the mass of the blade if not decrease it.

УДК 55.47.07

МОДЕРНИЗАЦИЯ ОТСЕКА ШАССИ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

Дехьян Р.Р.

ronaldodehian@yahoo.com

Научный руководитель: С.Е. Белова, к.т.н., доцент

(РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск)

В статье дана оценка аэродинамических особенностей существующих конструкций створок отсека шасси, описан характер взаимодействия вторичных течений, возникающих на створках и турбулентного потока, генерируемого передним краем люка. Предложена новая конструкция створок, данная разработка актуальна для перспективных летательных аппаратов.

Аэродинамическое совершенство самолета складывается из многих составляющих, среди которых немаловажное значение имеет обтекание воздушным потоком фюзеляжа и открытого отсека шасси.

Отсек шасси – это отсек, в котором располагаются шасси во время полета.

У существующих моделей самолета створки отсека шасси располагаются на нижней части фюзеляжа, открываются наружу и в открытом состоянии располагаются под определенным углом к миделевому сечению фюзеляжа самолета.

Такая конструкция створок используется с самого начала применения самолетов с убирающимися шасси, т.е. с 30-х годов XX века. Конструкция створок в своей основе практически не претерпела изменения [1] – такую конструкцию имеет, например, пассажирский самолет ТУ-134, построенный в начале 60-х и успешно эксплуатирующийся по настоящее время.

Шасси с колесами и тормозной системой всегда являлись предметом особого внимания как конструкторов, так и эксплуатантов авиационной техники. Если исключить из стоимости технического обслуживания и ремонта (ТОиР) самолета стоимость ТОиР двигателей, доля

шасси в стоимости ТОиР планера большого коммерческого самолета сейчас составляет в среднем от 30 до 35% [2].

Шасси воздушного судна являются сложной технической системой, требующей высокого уровня расходов на его обслуживание. Сила, действующая на шасси тяжелого коммерческого самолета, весящего свыше 100 тонн и мчащегося по ВПП со скоростью более 200 км/ч, огромна, поэтому, вопросам обеспечения надежности работы шасси уделяется повышенное внимание. Поскольку меньшие по размерам самолеты совершают более частые посадки, доля расходов на ТОиР шасси у них выше, чем у более тяжелых магистральных ВС. Для региональных самолетов доля шасси с колесами и тормозными системами составляет 40% [2] от стоимости ТОиР планера.

Наиболее часто встречающиеся конструкции створок отсека шасси современных самолетов (на примере «Сухой Суперджет 100») показаны в обзоре [3].

Если рассмотреть аэродинамику обтекания открытого отсека шасси, то становятся очевидными два фактора. Во-первых, створки вносят свой вклад, хоть и весьма небольшой, в увеличение коэффициента сопротивления самолета. Статистика летных происшествий свидетельствует о том, что на этапах взлета, захода на посадку и при приземлении наблюдается максимальное количество происшествий [4]. Например, по статистике за 2001-2020 годы, на взлете возникало 15-16% происшествий, а при посадке – 72% [4]. Это говорит о необходимости минимизации количества факторов, способных привести к аварии на этих потенциально опасных этапах полета.

Принимая во внимание модель обтекания потоком плоской пластины [5], минимальное сопротивление соответствует нулевому углу атаки пластины и равномерному её обтеканию набегающим потоком. Но реальное расположение створок не соответствует этим условиям, поэтому, створки имеют некоторое сопротивление. Вместе с этим, на их поверхностях генерируются турбулентные течения, взаимодействующие с основным потоком и усиливающие его нестационарность на срезе открытого отсека и вызывающие вибрации консольно расположенных створок. На основании проведенных экспериментов известно, что обтекание основным потоком переднего края открытого люка также вызывает появление значительного турбулентного течения.

Как известно из теорической аеродинамики, взаимодействие ускоренного потока с припетсвиями порождает вихривые течения, то есть в основном потоке появляются зоны вектор скорости течения которых не совпадает с вектором скорости основного потока [5]. Чем больше в потоке таких неактивных масс, тем выше его нестационарность и выше уровень шума.

Во-вторых, пограничный слой, срывающийся с внутренних поверхностей створок, неизбежно вступает во взаимодействие с турбулентным течением [5], возникающим за передней кромкой открытого люка. Из-за этого происходит усиление турбулентного течения. Рост степени турбулентности и увеличение масс, вовлеченных в турбулентный поток, в условиях нестационарного течения в отсеке шасси неизбежно сказывается на динамике выпускающегося шасси [6]. При влиянии бокового ветра [7] и нестационарности потока, при определенных условиях [8] створка может сломаться и повредить шасси. Например, при жесткой посадке самолета шасси двигаются в вертикальном направлении и могут столкнуться с раскрытой створкой.

Для устранения вышеописанных недостатков предлагается конструкция створок отсека шасси, которые перед выпускм шасси с помощью гидравлического управления по специальным направляющим поднимаются вверх и раздвигаются в стороны и в открытом состоянии располагаются на нижней части внутренней поверхности отсека шасси (рис. 1-2) При этом створки находятся внутри отсека, а не в потоке набегающего воздуха. После того, как створки поднимаются вверх и занимают окончательное положение, происходит выпуск шасси. После того, как шасси выпущены, из полостей в корпусе фюзеляжа друг на встречу другу выдвигаются внутренные створки. Внутренние створки выдвигаются с помощью

роликовой подачи конвейерного типа, также имеющей гидравлическое управление. При соеденении внутренных створок, их фигурные торцевые части образуют отверстие вокруг стойки шасси (рис. 3).

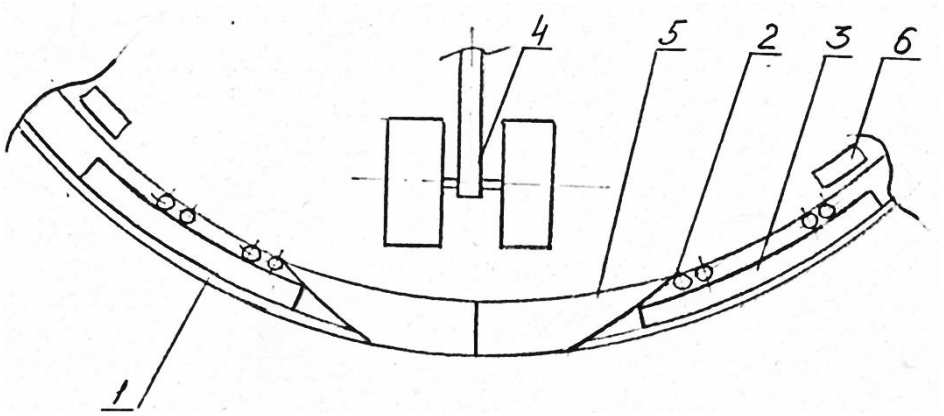


Рис. 1. Концептуальная схема раздвигающихся створок (створки в закрытом положении):
1 – корпусной элемент фюзеляжа, 2 – ролики, 3 – внутренняя створка, 4 – стойка шасси,
5 – створка отсека шасси, 6 – гидропривод.

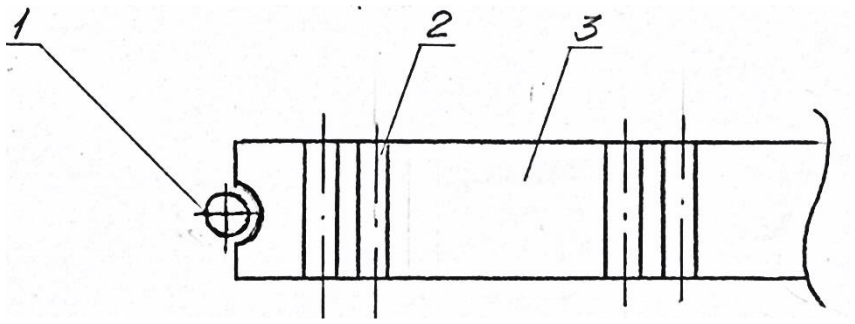


Рис. 2. Концептуальная схема раздвигающихся створок (створки в раскрытом положении):
1 – корпусной элемент фюзеляжа, 2 – ролики, 3 – внутренняя створка, 4 – стойка шасси,
5 – створка отсека шасси, 6 – гидропривод.

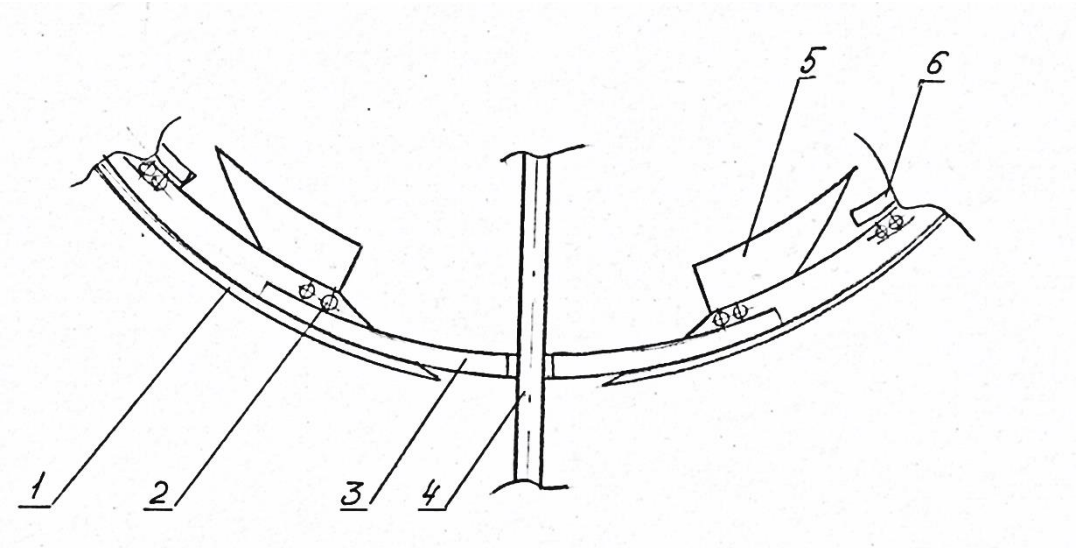


Рис. 3. Принципиальная схема внутренней створки (вид сверху):
1 – стойка шасси, 2 – ролики, 3 – корпус внутренней створки.

Таким образам, полость люка во время взлета и посадки полностью закривается. Тем самым раздвигающиеся в стороны створки обеспечивают снижение коэффициента сопротивления самолета. Такая конструкция позволяет избежать дополнительной турбулизации потока и вибрации фюзеляжа и шасси в области отсека, т.к. в момент раскрытия люка отсутствуют попадающие в поток поверхности, на которых генерируются мощные вихревые образования.

Створки состоят из соединенных между собой пластин, сконструированных таким образом, чтобы створка могла по дугообразным направляющим задвигаться в соответствующую полость в нижней части фюзеляжа.

Предложенная конструкция позволяет повысить надежность работы шасси, а учитывая их значение для планера, и надежность всего самолета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Joe Sutter 747 Creating The World's First Jumbo Jet And Other Adventures From A Life In Aviation // Harper Perennial. 2006

2. Аралов Г. Страсти вокруг шасси // Воздушный транспорт. №34. 2000. С. 29

3. http://superjet.wikidot.com/wiki:shassy-razbor (электронный ресурс)

4. https://accidentstats.airbus.com/statistics/accident-by-flight-phase (электронный ресурс)

5. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. – М. Наука. 1991. С. 597

6. Голубев А.Г., Столярова Е.Г., Калугина М.Д. Особенности обтекания перфорированных пластин дозвуковым потоком воздуха // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 5.

7. Ефимов В.В. Основы авиации Ч. 1. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. 2003. С. 61

8. AMT Airframe Handbook. Volume 2. (FAA-H-8083-31). Washington DC: FAA. 2018

MODERNIZATION OF THE LANDING GEAR BAY DOORS IN ORDER TO INCREASE THE AERODYNAMICS OF THE AIRCRAFT

Dehian Ronald Razmik

ronaldodehian@yahoo.com

Supervisor: S. Belova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(RSATU named after P.A. Soloviev, Rybinsk)

The article analyzes and describes the aerodynamic features and the nature of the interaction of secondary vortex flows arising from the gear bay doors, including the turbulent flows generated at the front side of the gear bay. A new design of the gear bay doors is proposed; this innovation is relevant for promising aircrafts.

УДК 629.73

К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ ЭКРАНОПЛАНОВ

Дихтяренко А.А.

mat213977@yandex.ru

Научный руководитель: С.В. Егоров, старший преподаватель

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Экранопланы являются летательными аппаратами, предназначенными для полета на низкой высоте в зоне действия экранного эффекта. Они обладают высоким

аэродинамическим качеством, которое превышает показатели самолетов. В данной статье рассматриваются различные варианты применения столь необычных транспортных средств.

Применение экранопланов

Прежде чем перейти к применению экранопланов в повседневной жизни, нужно сформулировать основное требование к этим поистине уникальным машинам - движение аппарата над экраном должно быть устойчивым и простым в управлении, он должен самостоятельно, без вмешательства пилота удерживаться на заданной высоте над экраном, а действия пилота должны сводиться, в основном, к управлению курсом. [1]

Согласно классификации Международной морской организации (IMO) экранопланы подразделяют на три типа:

A- экранопланы не имеющие возможности отрыва от экрана

B- экранопланы, способные, в случае необходимости, летать вне экрана

C- летательные аппараты, использующие экран только в режимах взлета и посадки

Именно на способности летать вне экрана будет основана следующая концепция применения экранопланов, а именно – аварийно-спасательные работы. На данный момент ведутся разработки в центральном конструкторском бюро по судам на подводных крыльях им. Р.Е. Алексеева – рис.1 . Используя главное преимущество экранопланов по сравнению с обычными самолетами, а именно – большая грузоподъемность, можно будет сократить количество вылетов. По словам председателя совета директоров АО «Центральное конструкторское бюро по судам на подводных крыльях им. Р. Е. Алексеева» Георгия Анцева – новая машина будет способна взять на борт до 200 тонн воды, причем имеется возможность забора воды из водоемов.

Рис. 1 Концепт тяжелого аварийно – спасательного экраноплана

При загрузке воды в 200 тонн 1 вылет такого экраноплана может заменить 5 рейсов Ил – 76 и 17 рейсов самолета Бе-200. Николай Коршунов, заведующий кафедрой охраны лесов от пожаров Всероссийского института повышения квалификации работников лесного хозяйства оценил стоимость 1 летного часа самолетов типа Ил-76 и Бе-200 вплоть до 1 млн рублей. Экономический эффект при использовании спасательного экраноплана огромен, при более высокой эффективности тушения пожара. Разовый сброс 200 тонн воды будет намного эффективнее и выгоднее 17 вылетов самолета типа Бе – 200.

Следующим преимуществом экраноплана является независимость от наземной инфраструктуры и возможность подходить практически к любому типу берега, не боясь сесть на мель. Это позволит спасателям быстрее добираться до нужного места и эвакуировать пострадавших от стихийных бедствий, где счет идет на секунды. Как упоминалось выше, экранопланы обладают большей грузоподъемностью, что позволит

разместить больше спасательного и медицинского оборудование, что опять же повышает эффективность 1 машины и может спасти кому-то жизнь.

Экранопланы могут передвигаться не только над водной гладью, но и над любой ровной поверхностью, без больших перепадов высот. Не важно, будто это замершая водная гладь, грунт, песок, асфальт и так далее. Рассмотрим возможность применения экранопланов на автомагистралях. Согласно ГОСТ Р 52398-2005 «Классификация автомобильных дорог» к «автомагистралям» относят автомобильные дороги: имеющие на всем протяжении многополосную проезжую часть с центральной разделительной полосой, не имеющие пересечений в одном уровне с автомобильными, железными дорогами, трамвайными путями, велосипедными и пешеходными дорожками, доступ на которые возможен только через пересечения в разных уровнях, устроенных не чаще чем через 5 км друг от друга. Техническая классификация автомобильных дорог представлена на рис.2.

Класс автомобильной дороги	Категория автомобильной дороги	Общее количество полос движения	Ширина полосы движения, м	Центральная разделительная полоса	Пересечения с автомобильными дорогами, велосипедными и пешеходными дорожками	Пересечения с железными дорогами и трамвайными путями	Доступ на дорогу с примыкания в одном уровне
Автомагистраль	IA	4 и более	3,75	Обязательна	В разных уровнях		Не допускается
Скоростная дорога	IБ	4 и более	3,75				Допускается без пересечения прямого направления
Дорога обычного типа (нескоростная дорога)	IB	4 и более 1)	3,75	Обязательна	Допускаются пересечения в одном уровне со светофорным регулированием	В разных уровнях	

Рис. 2. Техническая классификация автомобильных дорог.

Так как ширина полосы стандартизирована, помимо требования к устойчивости и простоты управления, накладывается обязательное требование – полное соответствие уже имеющей дорожной инфраструктуре, то есть размах крыла уже автоматически ограничен шириной полосы движение. На данном этапе может возникнуть проблема с созданием подъемной силы. Возможный вариант решения – применение воздушной подушки, или системы поддува под крыло, которая уже была применена на экранопланах конструкции Р.Е. Алексеева. Также, создаваемый аэродинамический поток не должен мешать остальным участникам движения. Помимо этого, необходимо обеспечить продольную и боковую устойчивость экраноплана. Если обеспечение боковой устойчивости не является проблемой, так как на приближающейся к экрану части крыла резко увеличивается подъемная сила и появляется восстанавливающий момент. При проектировании экраноплана, передвигающегося по автомагистрали обязательно следует ссылаться на ГОСТ 26804-2012 «Ограждения дорожные металлические барьерного типа», так как на магистралях могут быть установлены дорожные ограждения, которые могут помешать полету.

Движение экранопланов будет происходит в непосредственной близости от дорожного покрытия и соответственно, к измерителям координат (высоты, крена, воздушной скорости и т.д.) должны предъявляться особые требования к точностям измерений, например, допустимая величина погрешности для угла скольжения экраноплана составляет 0.3º

Структура системы управления продольным движением легкого экраноплана описаны в диссертации С.В. Зайцева «Система управления продольным движением легкого экраноплана с воздействием на руль высоты»

Последнее применение экранопланов – обеспечение круглогодичной навигации на реках Сибири и Дальнего Востока. Населенные пункты в данных регионах, как правило, расположены на берегах крупных рек, которые ввиду сложных климатических условий, не могут обеспечить круглогодичную судоходную навигацию. Важность круглогодичной навигации на данных реках трудно переоценить: перевозка грузов, пассажиров, медицинская помощь – все это усложняется из-за климата региона. Но применение экранопланов решает данную проблему, за счет того, что они, в отличии от судов не привязаны к типу поверхности, над которой создается эффект экрана. Экраноплану не важно, лед под ним, или водная гладь, или грунт и т.д.

Вывод: на примере данной статьи было продемонстрировано, что экранопланы – эффективный вид транспорта, который можно применять во многих сферах, начиная от перевозки грузов, заканчивая аварийно-спасательными работами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Техническое обеспечение создания и развития воздушно – транспортных средств (экранопланов и сверхлегких летательных аппаратов): «Экраноплан – 94»: Тезисы докладов Всероссийской научно – технической конференции, 30-31 августа 1994 г. / Дегтярев Г.Л., Закиров И.М., Фирсов В.А., Сосов А.В. – Казань: Изд-во КГТУ, 1994. – С.108

2. ГОСТ Р 52398-2005 «Классификация автомобильных дорог»

3. ГОСТ 26804-2012 «Ограждения дорожные металлические барьерного типа»

4. Система управления продольным движением легкого экраноплана с воздействием на руль высоты (05.11.16): Дисс. … канд. техн. наук / С.В. Зайцев; Научн. руков.: проф. Л.Г. Роменко; КГТУ им. А.Н. Туполева. – Казань, 2004. – С.135

ON THE ISSUE OF THE USE OF SHIELD PLANES

Dikhtyarenko A.

mat213977@yandex.ru

Supervisor: S. Egorov, Senior Lecturer

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Shield planes are aircraft designed to fly at a low altitude in the area of the screen effect. They have a high aerodynamic quality that exceeds the performance of aircraft.

УДК 629.73

ЭКРАНОПЛАНЫ. ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ

Дихтяренко А.А.

mat213977@yandex.ru

Научные руководители: С.В. Егоров, старший преподаватель, А.Д. Лустин, доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

18 августа 2021 года управление перспективных исследовательских проектов Министерства обороны США объявила конкурс на создание новых гидросамолетов и экранопланов. Интерес к последнему типу транспортного средства возрождается вновь и в данной статье описана краткая история создания, развития экранопланов, а также возможные перспективы столь необычного вида транспорта.

Технический прогресс невозможно обратить вспять. Сначала человек покорил сушу, позже море, а еще спустя время – воздушную стихию. На самых ранних этапах развития авиации летчики обнаружили следующую закономерность – при посадке летательный аппарат получает «дополнительную» подъемную силу, данный эффект назвали эффектом экрана. Первые эксперименты по вопросам исследования эффекта экрана проводил Борис Николаевич Юрьев, но в то время никто даже и представить не мог, что создается новый перспективный вид транспорта – аппарат на стыке двух сред: водной и воздушной – экранопланы. [3]

Экраноплан – это летательный аппарат, движущийся вблизи поверхности воды или ровных участков земли с использованием эффекта влияния земли (экранного эффекта).

Классическая компоновка экраноплана включает в себя 4 элемента: фюзеляж, несущее крыло, секционные закрылки, концевые шайбы. [1]

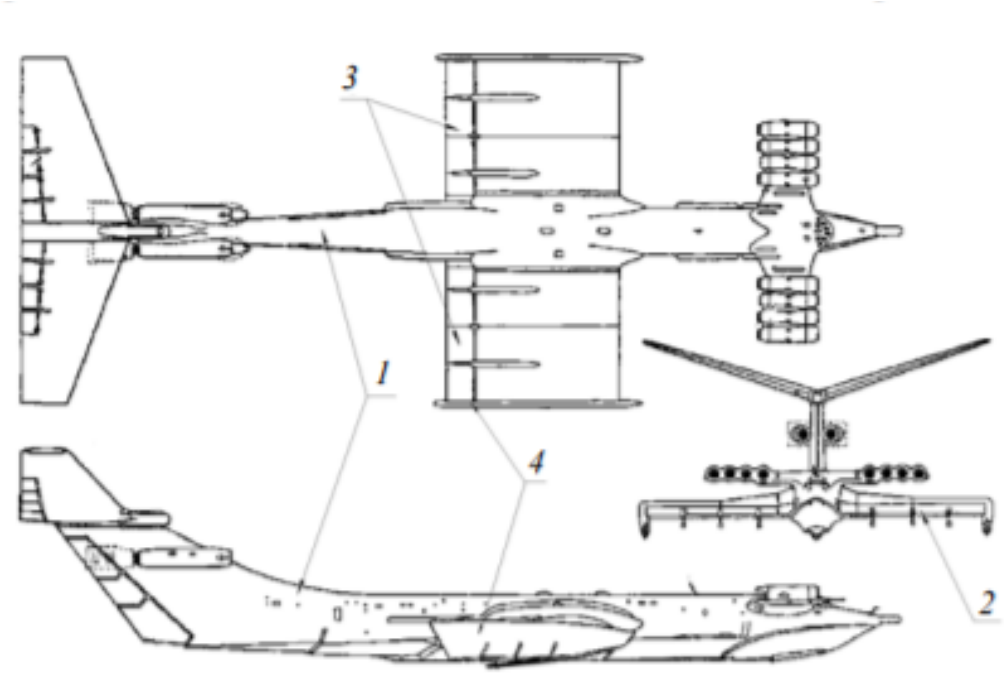


Рис. 1 Классическая компоновка экраноплана. Фюзеляж (1),
несущее крыло (2), секционные закрылки (3), концевые шайбы (4)

По аналогии с самолетами фюзеляж в экраноплане выполняет функцию соединительного звена, к которому присоединяются остальные части экраноплана, помимо этого в фюзеляже размещается полезная нагрузка и экипаж. Также, если рассматривать классическую компоновку экраноплана – фюзеляж обеспечивает плавучесть.

Продолжая аналогию с самолетами – несущее крыло создает основную подъемную силу и на которым размещаются секционные закрылки, которые помимо своего прямого назначения (создания дополнительной подъемной силы) также обеспечивают балансировку и управляемость на крейсерских режимах. Могут занимать до 15-20% от площади крыла.

Концевые шайбы выполняют функцию винглетов – ограничивают перетекание воздуха из области повышенного давления под крылом в область пониженного давления над крылом, предотвращают срыв потока. [1]

Возможные формы крыла экранопланов представлены на рис.2

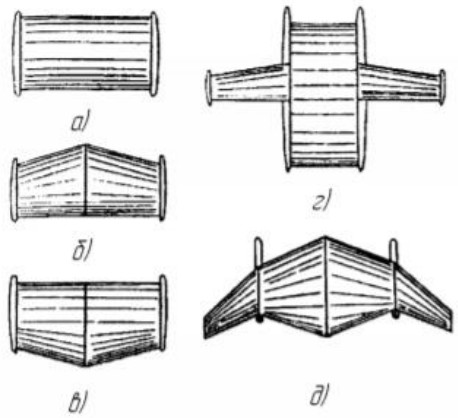


Рис. 2. Возможные формы крыла в плане:
а – прямоугольное; *б* – трапециевидное; *в* – с обратной стреловидностью;
г, *д* – составное крыло

Но что же такое экранный эффект и когда он возникает? Экранный эффект (рис.3) возникает, когда летательный аппарат летит низко и расстояние до земли (поверхности воды) невелико. Набегающий поток, отражаясь от поверхности крыла успевает дойти до земли и вернуться обратно, что и создает дополнительную подъемную силу. С помощью данного эффекта можно увеличить подъемную силу вплоть до 40%.

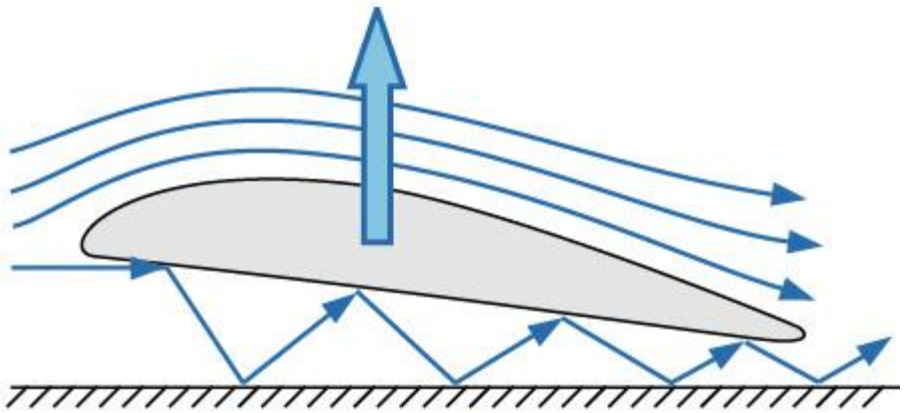


Рис.3 Эффект экрана

Но существует одна из самых главных проблем экранопланов – отрыв от поверхности воды на малых скоростях. С этой проблемой успешно справился советский судостроитель Р.Е.Алексеев применив в экспериментальных моделях технологию «поддува под крыло»: в носовой части устанавливается разгонный двигатель, за счет него увеличивалось количество воздуха, нагнетаемого под крыло и экраноплану становится легче оторваться от земли. [4]

Основные области применения экранопланов.

Обычные десантные корабли имели малую скорость, недостаточную маневренность и подойти могли далеко не к каждому берегу, а экранопланы (для десанта были созданы корабли на воздушной подушке, работающие на том же принципе) были лишены этих недостатков.

Гражданское применения экранопланов планировалось, как и для пассажирских, так и для грузовых перевозок, основным преимуществом экранопланов перед самолетами является грузоподъемность, а перед кораблями – скорость. Причем для экранопланов не важен тип поверхности, создающей эффект экрана: водная гладь, снежная равнинная, замершая водная

гладь, в том числе и над бездорожьем, как следствие они могут перемещаться по «пярмым» маршрутам и им не нужна наземная инфраструктура. [1]

Достоинства и недостатки экранопланов.

Достоинства: высокая живучесть, скорость. Грузоподъемность выше по сравнению с обычными самолетами. По скоростным и боевым характеристикам экранопланы превосходят суда на воздушной подушке и суда на подводных крыльях. Малозаметность на экранах радаров противника. Для экраноплана не важен тип поверхности над которой он перемещается – подойдет любая ровная поверхность

Недостатки: экраноплан «привязан» к поверхности и не может перемещаться в условиях горной или холмистой местности. Отрыв от поверхности требует больших энергозатрат. Низкая маневренность.

Перспективы развития экранопланов.

1. Используя преимущества экранопланов: такие как большая грузоподъемность и высокая скорость – можно заменить привычные пассажирские суда для перевозки людей и грузов через океан.

2. Создание участков поверхности между крупными населенными пунктами, предназначенные специально для грузовых экранопланов. Снижается нагрузка на федеральные трассы – сокращается количество дорожно-транспортных происшествий и ускоряется доставка груза.

3. Немаловажную роль сыграют экранопланы в освоении крайнего севера. Проходимости и грузоподъемности обычных грузовых автомобилей бывает недостаточно для передвижения в столь суровых погодных условиях. В свою очередь, экраноплан за счет того, что он не касается поверхности во время передвижения будет успешно справляться с перевозкой людей и грузов.

Вывод

Экраноплан поистине уникальный вид транспорта, который определенно имеет большие перспективы в будущем, причем как в гражданском, так и в военном секторе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. И.В. Качанов, Ю.П. Ледян, М.К. Щербакова Конструкция быстроходных судовв. Экранопланы // Белорусский Национальный Технический Университет. 2015 С. 5 - 20

2. Щербаков. В Летящие над волнами // Вокруг света : журнал – 2009 №12 (2831)

3. Анцев Г., Кирилловых В., Платонов С. Как рождались экранопланы в России // Военный парад: журнал – 2011 – Май – июнь (т.105, №03). – С. 60 – 62

4. Алексеева Т.Р. // Р.Е. Алексеев в истории создания ЦКБ по СПК// изд. Кварц. 2020

5. С.В. Зайцев. Система управления продольным движением легкого экраноплана с воздействием на руль высоты (05.11.16): Дисс. ... канд. техн. наук / Научн. руков.: проф. Л.Г. Романенко; КГТУ им. А.Н. Туполева. - Казань, 2004. - 135 с.

SHIELD PLANES. PAST, PRESENT AND FUTURE

Dikhtyarenko A.

mat213977@yandex.ru

Supervisors: S. Egorov, Senior Lecturer; A. Lustin, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

On August 18, 2021, the United States Department of Defense’s Department of Advanced Research Projects announced a competition for the creation of new seaplanes and shield planes. Interest in the latter type of vehicle is revived and this article describes the short history of the creation, development of the shield and the possible prospects of such an unusual mode of transport.

УДК 521.14

ПРОЧНОСТЬ И ОРБИТАЛЬНОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ ТРОСОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Екимовская А.А.
any_ekimovskaya03@mail.ru
Научный руководитель: д.т.н. В.В. Лебедев
(Благотворительный фонд «Образование+», МБОУ «Гимназия №5», г. Королёв)

С развитием малых космических аппаратов (КА) появилась проблема их маневрирования на орбите, в том числе возвращения на Землю. Для размещения запасов химического топлива и двигателей места нет. Откуда взять энергию? Перспективное направление – вращающиеся тросовые системы. В них есть запас энергии вращения, которая освобождается после разрывов тросов. Такие системы выгодны и по прочности, и по возможности маневрирования, например, при орбитальных переходах Гомана.

Тросовые системы – это новый вид космических аппаратов (КА). Вращающиеся тросовые системы могут не только создавать искусственную гравитацию, но и запасать энергию вращения для последующего орбитального маневрирования. Энергия высвобождается после управляемого разрыва троса между частями системы. Одна часть КА получает разгонный импульс и увеличивает апогей орбиты. Другая часть, напротив, получает тормозной импульс и уменьшает перигей орбиты. Силы натяжения тросов в различных системах были изучены ранее. В этой работе начинается исследование орбитальных манёвров тросовых систем только за счёт энергии вращения, то есть без использования химического топлива. В работе изучаются движения двух вариантов тросовых систем после разрыва троса. При каких условиях можно выполнить двухимпульсный переход по схеме Гомана?

Идея работы появилась после критики традиционных конструкций космических аппаратов (КА). Сейчас всё чаще начинают применять малые КА [1]. Но в таких аппаратах нельзя разместить запас топлива даже для возвращения на Землю, не говоря о межорбитальных переходах. Возвратить КА на Землю можно без расхода топлива. В Ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С.П.Королёва разработан проект возвращения КА с помощью качающейся тросовой системы [2]. Но если качательное движение способно перевести КА на другую орбиту, то вращение и подавно повторит то же самое. В этой работе изучаются орбитальные переходы, требующие небольшой энергетики. Например, для возвращения КА на Землю с низкой орбиты достаточно уменьшить его скорость на 80-130 м/с [3]. В традиционных КА тормозной импульс получается от тормозной двигательной установки. В качательной тросовой системе импульс получается в момент определённого относительного движения. Это же можно сделать при вращении тросовой системы. Если два груза связать тросом и раскрутить, то скорости движения будут противоположно направлены друг другу. Раскрутку грузов можно провести как в космосе, если конструкции большие, так и на Земле, если габариты обтекателя ракеты-носителя позволяют. После выведения на орбиту грузы вращаются вокруг центра масс. Если трос разорвать в момент времени, когда один груз движется в ту же сторону, что и КА, а другой против, то первый груз получит разгонный импульс, а второй тормозной. При этом используется запасённая энергия вращательного движения. В работе предполагается, что тормозная скорость для возвращаемого КА равна 100 м/с. При таком условии даже пилотируемый аппарат может быть возвращён с орбиты [4]. Но тогда появилась задача о движении второго груза, ушедшего на эллиптическую орбиту с увеличенным апогеем. Какова будет его орбита? Можно ли будет маневрировать далее? Ответам на эти вопросы посвящена исследовательская работа. Расчётные формулы взяты из книги С.А.Мирера [4].

Самая простая тросовая система состоит из двух одинаковых грузов, связанных абсолютно гибким тросом. Трос предполагается невесомым. Это означает, что масса троса намного меньше массы грузов. Тросовая система закручивается на Земле или в космосе на орбите. Способ закрутки системы в этой работе не изучается, но является вполне осуществимым в современных условиях. Например, при орбитальной раскрутке большой тросовой системы для получения относительной скорости вращения грузов достаточно иметь радиус 100 метров, то есть трос длиной 200 м, и угловую скорость вращения 1 рад/с, то есть около 60 град/с. При разрыве троса в момент, когда скорость одного груза направлена против скорости орбитального движения центра масс системы, этот груз получит торможение 100 м/с. Этого достаточно для безопасного возвращения КА на Землю. Суть манёвра торможения заключается в сообщении тормозного импульса в точке апогея. Тогда высота перигея уменьшится. Если перигей находится в атмосфере Земли, то аппарат возвращается, как возвращаются космонавты. Цель достигнута, но остался второй груз, который можно применить для других целей на другой орбите. Появилась задача определения орбиты груза, получившего разгонный импульс. Для решения этой задачи были применены реальные исходные данные.

Исходные данные: высота начальной круговой орбиты h_1=200 км, дополнительная разгонная скорость сонаправлена со скоростью центра масс до разрыва троса и равна dV_1=100 м/с. Надо определить высоту апогея эллиптической орбиты второго груза.

Из книги [4] были взяты следующие расчётные формулы.

Круговая скорость равна $V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$.

Гравитационный параметр Земли $\mu = GM_3 = 3{,}98600448 \cdot 10^{14}$ м^3/с^2. Значение взято из справочника [5] и переведено в единицы измерения системы СИ.

Радиус Земли равен $R_3 = 6378137$ м.

Радиус начальной круговой орбиты $r_1 = R_3 + h_1$.

В книге [5] есть формула, по которой связываются начальный радиус орбиты r_1, круговая скорость V_1, высота апогея новой орбиты r_2, разгонная скорость на круговой орбите dV_1. Вот эта формула: $(dV_1)^2 + 2V_1 \cdot dV_1 = \frac{\mu}{r_1} \cdot \frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1}$.

Из этой формулы надо выразить удаление r_2 апогея новой орбиты.

Сначала выражается отношение $\frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1} = \frac{\left[(dV_1)^2 + 2V_1 \cdot dV_1\right] \cdot r_1}{\mu}$.

Правую часть удобно обозначить $\frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1} = A$.

Из этой пропорции находится апогей $r_2 = r_1 \cdot \frac{1 + A}{1 - A}$.

Высоту апогея новой эллиптической орбиты над поверхностью Земли можно вычислить по формуле $h_2 = r_2 - R_3$.

Расчёты по формулам можно упростить, применив табличный редактор Microsoft Excel [6,7]. Оставленная в этом редакторе программа позволяет выполнять множество расчётов с различными исходными данными. Достоинство такой простой программы заключается не только в быстроте расчёта, но и в обучающей направленности. Например, увеличивая разгонную скорость, можно убедиться в увеличении удалённости апогея при неизменном перигее во время первого орбитального маневрирования. На рис.1. показана схема первого орбитального перехода груза, получившего разгонный импульс.

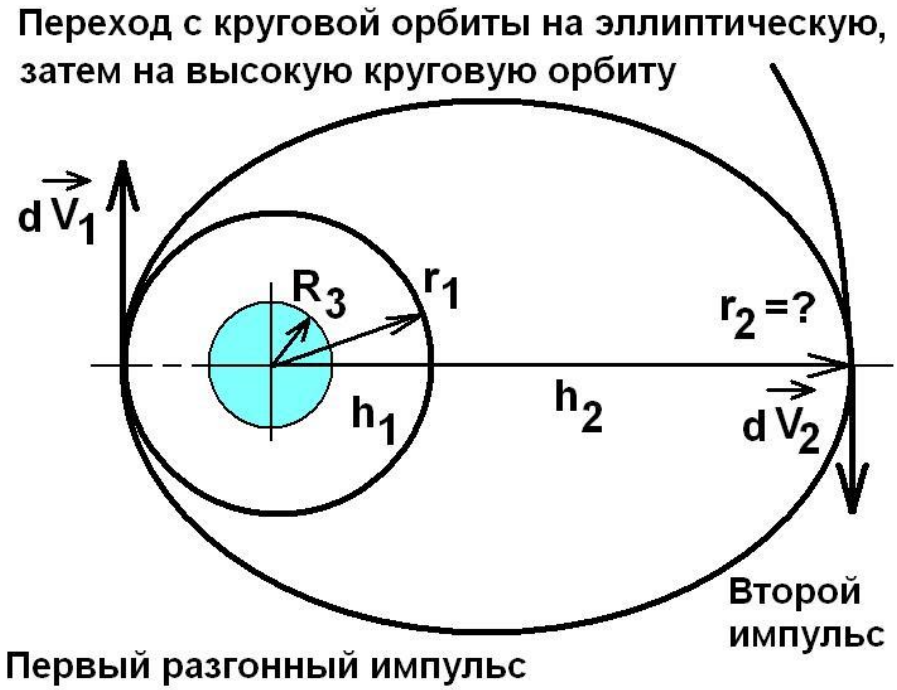


Рис.1. Орбитальный переход по схеме Гомана

Первый груз затормозился и вернулся на Землю. Второй груз перешёл на эллиптическую орбиту. Закономерен вопрос о более высокой круговой орбите. Можно ли перевести второй груз с эллиптической орбиты на круговую, но более высокую, чем первая? Это известная схема Гомана для орбитального маневрирования, причём самого экономичного [4]. В традиционных КА такое маневрирование выполняется с помощью ракетных двигателей. Целью этой работы является отказ от топлива и замена химической энергии совершенно другим видом – энергией вращения тел.

Сначала надо определить вторую разгонную скорость второго груза в точке апогея. Для этого применены формулы из той же книги [4]. Но теперь нужно воспользоваться формулой для определение второй разгонной скорости в апогее новой эллиптической орбиты: $dV_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}}\left(1-\sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}}\right)$.

Для ускорения расчётов удобно программу в табличном редакторе дополнить этой формулой, расчётами по ней и полученным результатом. Тросовые вращающиеся системы с двумя грузами после управляемого разрыва троса могут обеспечить возвращение на Землю одного груза и одновременно перевести на эллиптическую орбиту второй груз.

Для маневрирования на эллиптической орбите второй груз должен иметь запас энергии. Цель работы заключается в обеспечении энергией космических аппаратов за счёт вращения системы. У точки понятие вращения отсутствует. Как говорил Евклид: «Точка – это то, что не имеет частей». Значит, второй груз тоже должен быть вращающейся системой. Исследование новой системы началось с простейшего симметричного варианта, схема которого показана на рис.2. Обозначения скоростей приведены в системе центра масс, который движется по начальной круговой орбите высотой h_1, как и в случае двух грузов, связанных тросом. Крайние грузы имеют одинаковые массы M, центральный груз имеет массу m. Большая буква в обозначении массы не означает, что эта величина больше. Длина каждого троса равна R. До разрыва первого (правого на рисунке) троса общий импульс системы равен нулевому вектору, то есть $\vec{P} = \vec{0}$. Момент импульса равен $L = 2M\,dV_1R$. В системе центра масс импульс и момент импульса системы сохраняются после разрыва первого (правого на рисунке) троса.

По закону сохранения импульса определяется скорость $d\vec{V}_2$ центра масс новой системы из двух грузов (левой на рисунке) сразу после разрыва первого троса: $M\,dV_1 = (M+m)dV_2$; $dV_2 = \dfrac{M\,dV_1}{M+m}$. Это та дополнительная разгонная скорость, которая переведёт связку из двух грузов на эллиптическую орбиту, подняв апогей. Но высота апогея не такая, как в предыдущей задаче, потому что скорость центра масс второй связки равна не dV_1, а меньше, то есть $dV_2 = \dfrac{MdV_1}{M+m}$. Повторяем расчёты, как в предыдущей задаче. При этом круговая скорость на нижней круговой орбите прежняя V_1, а дополнительная разгонная скорость равна $dV_2 = \dfrac{MdV_1}{M+m}$. Вот эта формула: $(\Delta V_2)^2 + 2V_1\cdot\Delta V_2 = \dfrac{\mu}{r_1}\cdot\dfrac{r_2-r_1}{r_2+r_1}$. Из этой формулы надо выразить удаление r_2 апогея новой орбиты. Сначала выражается отношение $\dfrac{r_2-r_1}{r_2+r_1} = \dfrac{\left[(\Delta V_2)^2 + 2V_1\cdot\Delta V_2\right]\cdot r_1}{\mu}$. Правую часть удобно обозначить $\dfrac{r_2-r_1}{r_2+r_1} = A$. Из этой пропорции находится апогей $r_2 = r_1\cdot\dfrac{1+A}{1-A}$.

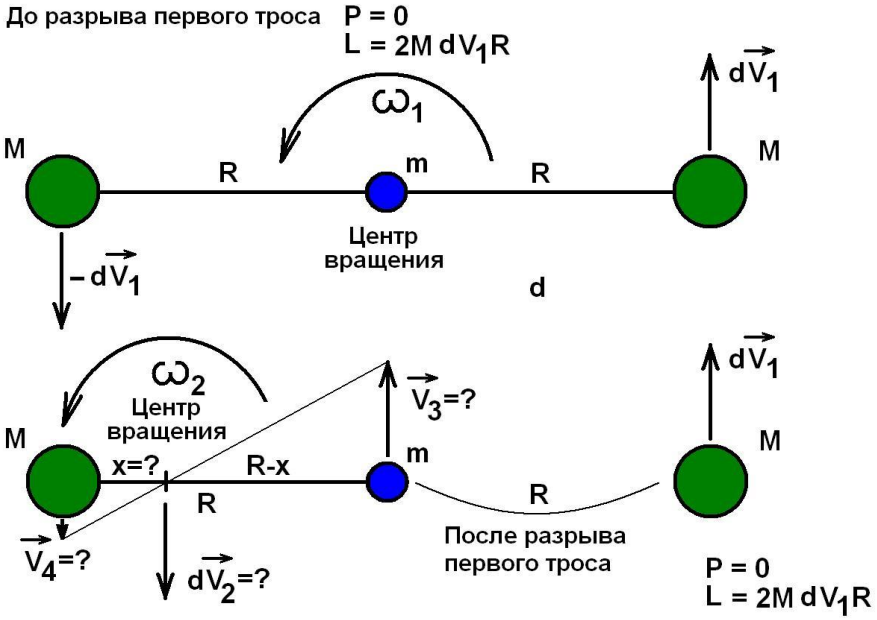


Рис.2. Вращающаяся тросовая система с тремя грузами

Высоту апогея новой эллиптической орбиты над поверхностью Земли можно вычислить по формуле $h_2 = r_2 - R_3$.

Положение центра масс двух грузов (слева на рисунке) определяется по формуле из курса статики: $M\,x = m(R-x)$; $M\,x = mR - mx$; $x = \dfrac{mR}{M+m}$.

По закону сохранения момента импульса определяется угловая скорость вращения двух связанных грузов: $L = 2M\,dV_1R = \left[M\,x^2 + m(R-x)^2\right]\omega_2 + M\,dV_1(2R-x)$. Угловая скорость вращения двух грузов такая же, как и трёх грузов до разрыва первого троса.

Линейная скорость груза m на оставшемся втором тросе равна

$$V_3 = \omega_2(R-x) = \frac{dV_1}{R}\left(R - \frac{Rm}{M+m}\right) = dV_1\left(1 - \frac{m}{M+m}\right) = \frac{dV_1M}{M+m}.$$

Линейная скорость груза M на оставшемся втором тросе равна

$$V_4 = \omega_2 x = \frac{dV_1 mR}{R(M+m)} = \frac{dV_1 m}{M+m}.$$

Задача определения движения системы после разрыва первого троса решена полностью.

Конкретный практический пример остался прежним. К скорости dV_1 предъявлено требование dV_1=100 м/с, связанное с безопасным возвращением первого груза на Землю с орбиты высотой h_1=200 км над поверхностью Земли. Первый груз вернулся на Землю, а вторая часть системы, то есть два груза M и m, вращающиеся на втором тросе, перешли на эллиптическую орбиту с апогеем h_2=349 км над поверхностью Земли. У этих двух грузов, как новой вращающейся тросовой системы, есть запас вращательной энергии, которую можно использовать для дальнейшего маневрирования после разрыва второго троса. Появилась следующая задача. Как выполнить в апогее второй импульс для перевода КА, а точнее, одного груза, на высокую круговую орбиту?

В предыдущей задаче о тросовой системе из двух грузов была определена необходимая разгонная скорость в апогее эллиптической орбиты для перехода КА на высокую круговую орбиту. В изученном конкретном примере она оказалась равна 98,7 м/с. Однако запаса вращательной энергии у одного второго груза нет. Тросовая система из трёх грузов позволила один груз вернуть на Землю после тормозной скорости 100 м/с, а на эллиптическую орбиту перевести два вращающихся груза, связанных вторым тросом. Массы грузов различны, обозначены буквами M и m. Вращение связанных грузов происходит вокруг общего центра масс, поэтому линейные скорости грузов различны. До этого момента массы M и m грузов предполагались произвольными. Теперь появилась очередная задача. Надо так подобрать соотношение масс M и m грузов, чтобы один из них при вращении имел линейную скорость вращения относительно центра масс, точно соответствующую второму импульсу в схеме Гомана. В рассмотренном примере эта скорость равна 98,7 м/с, но с тремя грузами эта скорость будет другой, потому что высота апогея изменилась (уменьшилась). В такой системе надо выполнить управляемый разрыв троса. Управляемый, потому что трос должен быть разорван в тот момент в апогее, когда относительная скорость вращения dV_2 груза сонаправлена со скоростью движения центра масс вращающейся тросовой системы по орбите. После разрыва троса этот груз получит требуемую добавочную скорость и перейдёт на высокую круговую орбиту. Был получен следующий результат.

Линейная скорость груза m на втором тросе равна $V_3 = \frac{V_1 M}{M+m}$.

Линейная скорость груза M на втором тросе равна $V_4 = \frac{V_1 m}{M+m}$.

Обе скорости меньше заданной величины V_1=100 м/с.

Предположим, что $dV_2=V_3$ Это означает, что на высокую круговую орбиту в манёвре Гомана после разрыва второго троса будет переведён груз M, то есть такой же, по массе, какой был возвращён на Землю после разрыва первого троса. Вычисляем соотношение масс:

$$V_3 = dV_2 = \frac{dV_1 M}{M+m}; \quad \frac{dV_2}{dV_1} = \frac{M}{M+m}; \quad \frac{dV_2}{dV_1} = \frac{\frac{M}{m}}{1+\frac{M}{m}};$$

$$\frac{dV_2}{dV_1} + \frac{M}{m}\frac{dV_2}{dV_1} = \frac{M}{m}; \quad \frac{dV_2}{dV_1} = \frac{M}{m}\left(1 - \frac{dV_2}{dV_1}\right); \quad \frac{M}{m} = \frac{\frac{dV_2}{dV_1}}{1-\frac{dV_2}{dV_1}} = \frac{dV_2}{dV_1 - dV_2}.$$

Вывод. Для выполнения манёвра Гомана с переводом космического аппарата с низкой круговой орбиты на более высокую круговую орбиту надо иметь вращающуюся тросовую систему. При проведении тестового расчёта оказалось, что груз M обязательно должен быть больше груза m, но на круговую орбиту надо переводить более лёгкий груз m. Особенность работы с программой поясняется таблицей на рис.3.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	M гр.пар.Земли			Rз		M/m	77,8647	Изменять		77,8647	
2	3,99E+14			6371210		Подбираем		Получить равные		(dv2/dv1)|(1-dv2/dv1)	
3	м3/с2			м							
4	Исходные данные:										
5	h1	200000		r1	6571210		v1	7788,36			
6	метры			метры			м/с				
7											
8	dv1	100		A	2,55E-02		r2	6,92E+06			
9	м/с						метры				
10											
11	dv2	98,732					h2	3,44E+05			
12	м/с						метры				
13											
14		Первый переход:			h1(км)		h2(км)				
15					200		344				
16					км		км				
17											
18			Второй импульс (скорость)			97,5					
19						м/с					

Рис.3. Расчёт второго импульса в манёвре Гомана

Отношение M/m масс грузов определяется формулой и зависит от отношения дополнительных скоростей dV_2/dV_1. Вот эта зависимость: $\frac{M}{m}=\frac{\frac{dV_2}{dV_1}}{1-\frac{dV_2}{dV_1}}=\frac{dV_2}{dV_1-dV_2}$.

Дополнительная скорость dV_1 задана, в расчётном примере она равна 100 м/с. Однако вторая дополнительная скорость dV_2 в апогее эллипса зависит от искомого отношения M/m масс грузов. Получился замкнутый логический круг. Для определения отношения масс M/m надо знать вторую дополнительную скорость dV_2, но для определения второй дополнительной скорости dV_2 надо знать отношение масс M/m. Для решения такой «замкнутой» задачи был применён ручной итерационный метод. Итерации – это подбор отношения масс M/m, причём ручным способом, до тех пор, пока не будет выполнено равенство $\frac{M}{m}=\frac{\frac{dV_2}{dV_1}}{1-\frac{dV_2}{dV_1}}=\frac{dV_2}{dV_1-dV_2}$. Отношение масс M/m вручную вводится в ячейку G1, потом значение изменяется тоже вручную, пока в ячейках G1 и J1 не появятся одинаковые числа с заданной точностью. В этой задаче точность 0,0001, что соответствует ста граммам массы на одну тонну. Точность можно делать любой – это вопрос времени подбора. Главный результат записан в ячейке F18 – это дополнительная скорость второго импульса при манёвре Гомана.

Недостаток – как обычно, очень большие затраты энергии на орбитальные манёвры. В расчётном примере только 1/78 часть груза перейдёт на высокую круговую орбиту.

Выводы

1. Космическая тросовая система с тремя грузами позволяет выполнить манёвр Гомана для перевода КА с низкой круговой орбиты на высокую.

2. Химическое топливо не требуется, используется только энергия вращения тросовой системы – это главное преимущество нового типа КА.

3. Раскрутить небольшую тросовую систему с малыми КА можно на Земле под обтекателем перед стартом ракеты-носителя, для больших конструкций раскрутку можно выполнять только в космосе на орбите, затратив топливо, но следующие манёвры не требуют химического топлива.

4. Разработана программа Microsoft Excel расчёта манёвра Гомана, выполнен тестовый расчёт тросовой системы с тремя грузами: высота начальной круговой орбиты 200 км, конечной круговой орбиты 344 км, первый возвращаемый на Землю груз получает торможение 100 м/с на низкой круговой орбите после разрыва первого троса, во второй вращающейся связке двух грузов 1/78 часть массы переводится на высокую круговую орбиту дополнительной скоростью 97,5 м/с, полученной от вращения второй части системы после разрыва второго троса.

5. Перспектива – изучение других вариантов тросовых систем.

6. По результатам работы подана заявка на патент на изобретение «Способ межорбитального маневрирования космического аппарата» [8].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урлич Ю.М. Глобальные проблемы человечества и космос. – М.: «Изд. МАКД», 2010. – 570 с.

2. Осипов В.Г., Шошунов Н.Л. Космические тросовые системы: история и перспективы / Земля и Вселенная. Космонавтика. – Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королёва. - №4, 1998.

3. Микрин Е.А., Комарова Л.И., Орловский И.В., Евдокимов С.Н., Лукашевич А.И. Особенности бортового баллистико-навигационного обеспечения спуска в системе управления транспортного пилотируемого корабля “Союз ТМА”, Пробл. управл., 2010, выпуск 6, 58–63.

4. Мирер С.А. Механика космического полёта. Орбитальное движение. Учебное пособие. Часть 2. – М.: МФТИ (НИУ), 2013.

5. Астрономические постоянные. Электронный ресурс: http://www.sai.msu.ru/neb/rw/cm_const.htm

6. Екимовская А.А. 10 класс. Механика космических тросовых вращающихся систем. Секция: Физика. X Международный конкурс научно-исследовательских и творческих работ учащихся. - Москва: Российская академия естествознания (РАЕ), август, 2019 г. Электронный ресурс: https://files.school-science.ru/pdf/10/5f3d29c48c57f.pdf

7. Екимовская А.А. 9-й класс, МАОУ "Центр образования №32" города Череповца Вологодской области. Применение табличного редактора Microsoft Excel для решения задачи о космической тросовой вращающейся системе / Научно-методическое издание: Материалы XXXI конференции "Современные информационные технологии в образовании". Ред. группа: Алексеев М.Ю. и др. - Фонд новых технологий в образовании "БАЙТИК", ИТО-Троицк-Москва, 2-3 июля 2020. - 572 с. - ISBN 978-5-89513-468-9. - С.507-511.- Эл. ресурс: https://lk-ito.bytic.ru/uploads/files/materials.pdf

8. Екимовская А.А. 11 класс. Способ межорбитального маневрирования космического аппарата. Заявка на патент на изобретение RU № 2021126157, приоритет от 06.09.2021 г.

STRENGTH AND ORBITAL MANEUVERING OF CABLE SPACE SYSTEMS

Ekimovskaya A.
any_ekimovskaya03@mail.ru
Supervisors: V. Lebedev, Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor
(Charitable Foundation "Education+", Municipal budgetary educational institution "Gymnasium No. 5", the city of Korolev)

With the development of small spacecraft, the problem of maneuvering them in orbit, including returning to Earth, has appeared. There is no place to place stocks of chemical fuel and engines. Where to get the energy from? A promising direction is rotating cable systems. They have a reserve of rotational energy, which is released after the cables break. Such systems are advantageous both in terms of strength and maneuverability, for example, during Homan orbital transitions.

УДК 52-325.2

МНОГОКРАТНОЕ ДРОБЛЕНИЕ ОПАСНОГО АСТЕРОИДА

Екимовская В.А.
lera.ek00@mail.ru
Научный руководитель: д.т.н. В.В. Лебедев
(Благотворительный фонд «Образование+», МБОУ «Гимназия №5», г. Королёв)

В научном обществе признана катастрофичность последствий столкновения астероида с Землёй, но методов решения этой проблемы пока нет. В статье изучается частный вопрос, связанный с отклонением траектории опасного объекта от Земли. Что выгоднее, дробить астероид на две крупные части или на множество мелких? С геометрической точки зрения первый вариант лучше. Однако дальнейшее исследование уходит в область физики.

В работе начато исследование возможности отклонения траектории фрагментов опасного астероида после многократных дроблений тела. Изучено двойное отклонение фрагментов опасного астероида от направления подлёта к Земле. Первое дробление выполняется так, чтобы траектория фрагментов отклонилась, но тела продолжали двигаться на Землю. Следующие дробления выполняются в ортогональной плоскости по сравнению с первым воздействием. Новые фрагменты пролетают мимо Земли. Однократное дробление оказывается более эффективным с геометрической точки зрения. Однако с позиции энергетики эта задача полностью не исследована.

Изучается проблема целенаправленного дробления опасного космического объекта для отвода траектории движения фрагментов от Земли. Новый подход к решению задачи заключается в многократном целенаправленном разрушении не только объекта, но и образовавшихся вторичных фрагментов.

При защите Земли от опасных астероидов часто предлагают применить схему искусственного разрушения космического объекта. При реализации такой схемы надо учитывать, что центр масс исходного тела и множества образовавшихся взрывных фрагментов будет продолжать двигаться по прежней траектории. В работе показано, как можно практически реализовать разрушение опасного астероида для защиты Земли от столкновения. В частности, решена задача о фрагментации исходного объекта на две части, безразлично, одинаковые или разные по массе и размерам. Проблема защиты Земли от опасных астероидов тесно связана с антропогенным засорением околоземного космического пространства фрагментами космического мусора [1]. Общими чертами этих двух проблем являются большие относительные скорости столкновения объектов. Даже при сравнительно

небольших размерах космического тела, например, астероида, порядка ста метров, последствия его столкновения с Землёй будут катастрофическими [2]. Обе проблемы начали изучаться как в организациях науки и промышленности, так и в военных организациях более двадцати лет назад [3].

Для однократного дробления тела задача решается в один этап определением угла отклонения траектории фрагмента в сторону от Земли [4]. В результате такого дробления образуются два фрагмента, траектории которых не пересекаются с Землёй. В этой статье изучен вопрос двухкратного и даже многократного разрушения объекта. Решение задачи состоит из двух частей. Первое дробление проводится на два равных фрагмента, но, в отличие от первой задачи, траектории движения этих фрагментов пересекают Землю, то есть образовавшиеся новые объекты продолжают оставаться опасными для нашей планеты. Целью первого дробления объекта на два равных фрагмента является отклонение траектории новых тел на сравнительно небольшой угол α.

Схема однократного дробления астероида показана на рис.1.

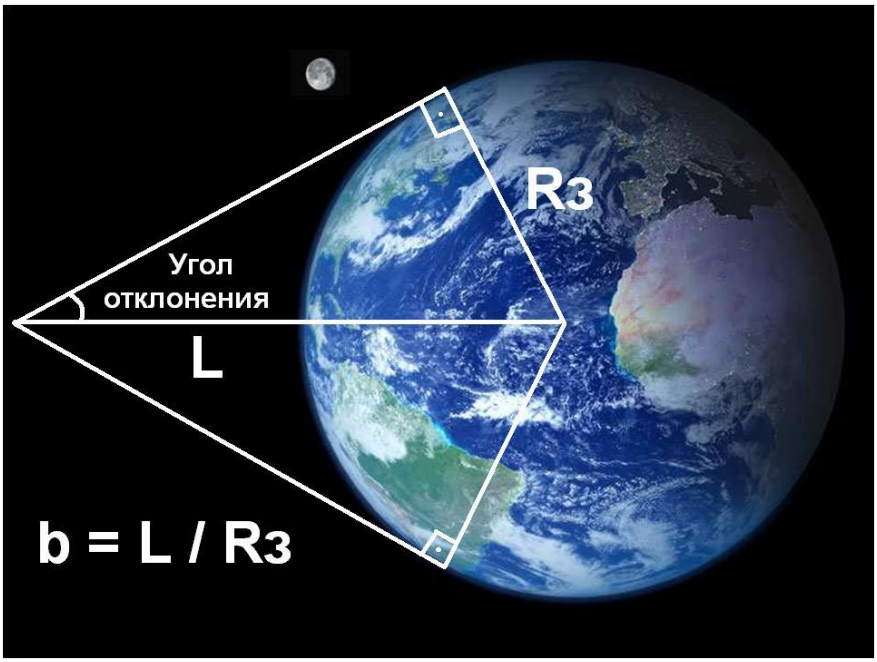


Рис.1. Схема однократного дробления астероида

Решение задачи о дроблении тела основано на законах сохранения импульса и энергии, что схематично показано на рис.2.

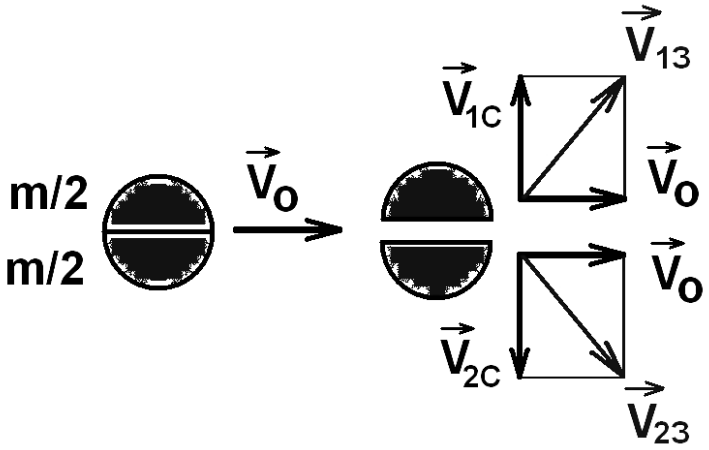


Рис.2. Законы сохранения импульса и энергии при дроблении

На рис.3 показана геометрическая часть задачи дробления объекта. Предполагается, что опасный объект движется к центру Земли. Задан угол α первого отклонения фрагментов от центральной оси, который предполагается меньше угла касательной, то есть $\alpha < \alpha_{\max}$. Требуется найти диаметр $2r = CD$ сечения сферы, в плоскости которой двигается новый образовавшийся фрагмент. Второй фрагмент двигается в симметричном направлении. Задача решается методом планиметрии с помощью теоремы о секущих к окружности. Точка S дробления объекта предполагается известной и характеризуется расстоянием L от поверхности Земли. Для обобщения результатов в рассмотрение введено относительное безразмерное удаление $b = L / R_3$ объекта от поверхности Земли. Применив теорему о касательных к окружности, а потом теорему косинусов к треугольнику SOC было найдено расстояние S от точки дробления до поверхности Земли $SC = (L + R_3)\cos\alpha - \sqrt{(L + R_3)^2 \cos^2\alpha - (L^2 + 2LR_3)}$. Затем была получена формула для расчёта радиуса r сечения сферы, в плоскости которой двигается новый образовавшийся фрагмент:

$$r(\alpha) = \frac{L^2 + 2LR_3 - (L + R_3)^2 \cos^2\alpha + (L + R_3)\cos\alpha\sqrt{(L + R_3)^2 \cos^2\alpha - (L^2 + 2LR_3)}}{(L + R_3)\cos\alpha - \sqrt{(L + R_3)^2 \cos^2\alpha - (L^2 + 2LR_3)}}.$$

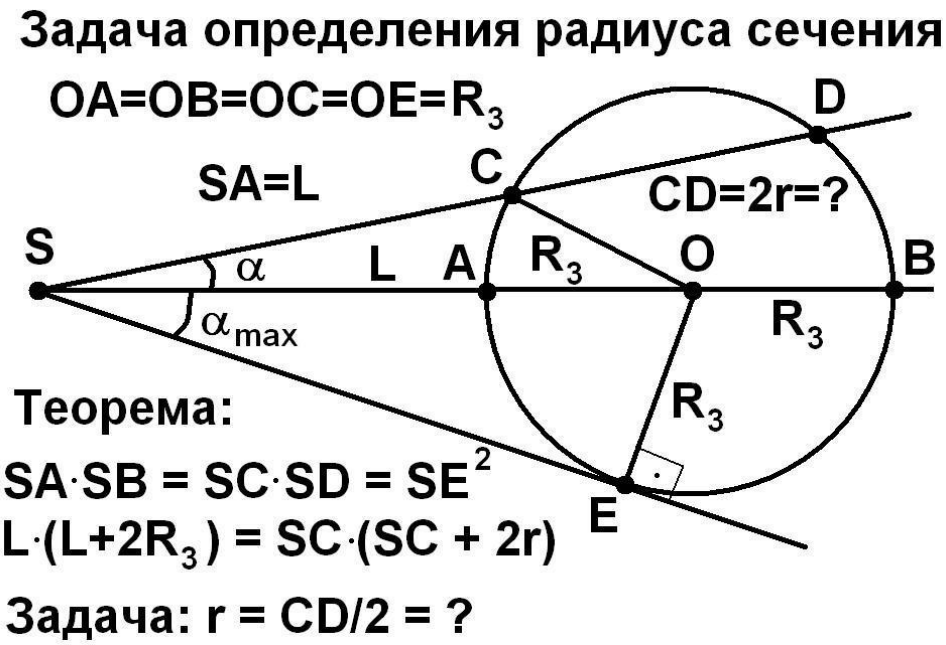


Рис.3. Первое дробление и углы отклонения скоростей фрагментов

Для проверки правильности выполненных математических преобразований было проведено исследование асимптотического случая при $\alpha = 0$. Физический смысл этого случая заключается в отсутствии первого дробления опасного объекта, то есть никакого внешнего воздействия на движение и тело не оказывается. Оказалось, что $r(\alpha) = R_3$, что подтвердило правильность выполненных математических преобразований. Первая часть задачи решена. В результате решения первой части задачи получен радиус $r(\alpha)$ сечения сферы поверхности Земли как функция угла α отклонения от оси движения двух образовавшихся фрагментов.

Вторая задача заключается в следующих двух дроблениях двух новых фрагментов – половинок исходного опасного объекта, которые продолжают двигаться в направлении Земли, но уже не центрально. Требуется определить второй угол β отклонения частей

дробления этих фрагментов, чтобы те не пересекли поверхность Земли. На рис.4 показана геометрическая схема дробления вторичных фрагментов, но уже в ортогональной плоскости относительно первого дробления. Из треугольника SOF определяется необходимый угол β отклонения теперь уже каждого из четырёх фрагментов, как угол между центральной осью SO и касательной SF к окружности радиуса $r(\alpha)$, который был определён в результате решения первой части задачи как функция первого угла α отклонения движения первых двух фрагментов от центральной оси. В результате решения второй части задачи был определён второй угол β отклонения каждого из четырёх новых образовавшихся фрагментов дробления, но уже в ортогональной плоскости относительно первого дробления. Второй угол отклонения $\beta(\alpha)$ является функцией первого угла отклонения α, он выражается следующей формулой

$$\beta(\alpha)=\arcsin\left[1+\frac{L\left[(L+R_3)\cos\alpha-\sqrt{(L+R_3)^2\cos^2\alpha-\left(L^2+2LR_3\right)}\right]}{L^2+2LR_3-(L+R_3)^2\cos^2\alpha+(L+R_3)\cos\alpha\sqrt{(L+R_3)^2\cos^2\alpha-\left(L^2+2LR_3\right)}}\right]^{-1}.$$

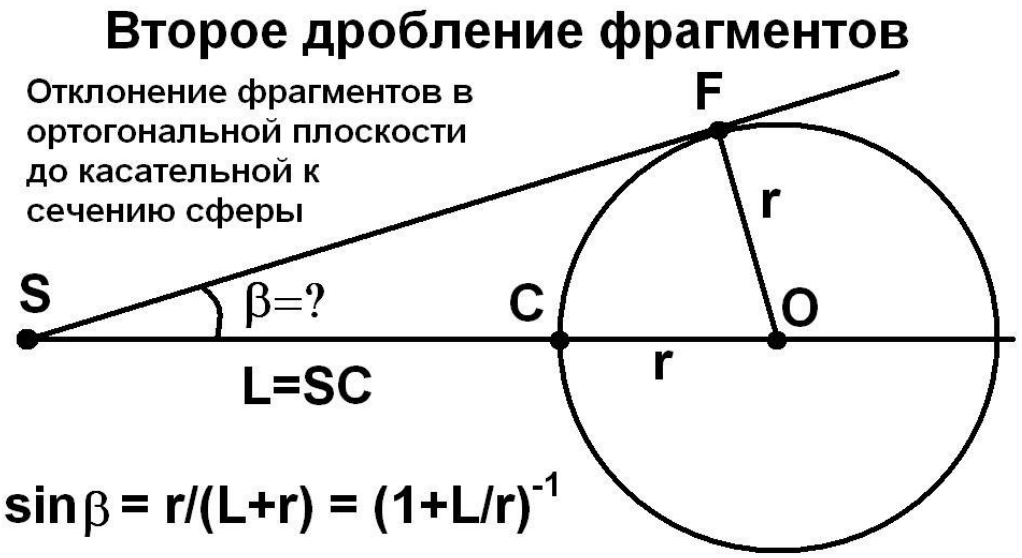


Рис.4. Второе дробление фрагментов

После решения двух геометрических задач была записана целевая функция в виде суммы двух углов отклонения вторичных фрагментов последовательного деления опасного объекта $f(\alpha)=\alpha+\beta(\alpha)$. Получилась следующая формула для целевой функции

$$f(\alpha)=\alpha+\arcsin\left[1+\frac{L\left[(L+R_3)\cos\alpha-\sqrt{(L+R_3)^2\cos^2\alpha-\left(L^2+2LR_3\right)}\right]}{L^2+2LR_3-(L+R_3)^2\cos^2\alpha+(L+R_3)\cos\alpha\sqrt{(L+R_3)^2\cos^2\alpha-\left(L^2+2LR_3\right)}}\right]^{-1}.$$

Полученная формула была преобразована для возможности учёта удалённости точки S дробления опасного объекта от поверхности Земли. Для этого было введено понятие безразмерного относительного удаления b, выражаемого в удалении точки S дробления опасного объекта в количестве радиусов Земли $b=L/R_3$. Была получена следующая рабочая формула:

$$f(\alpha)=\alpha+\arcsin\left[1+\frac{b\left[(b+1)\cos\alpha-\sqrt{(b+1)^2\cos^2\alpha-\left(b^2+2b\right)}\right]}{b^2+2b-(b+1)^2\cos^2\alpha+(b+1)\cos\alpha\sqrt{(b+1)^2\cos^2\alpha-\left(b^2+2b\right)}}\right]^{-1}.$$

Анализ полученных данных был проведён численными и графическими методами с помощью программы MathCAD. Результаты расчётов представлены на рис.5.

Графики двух углов дробления фрагментов представлены на рис.6. Все углы выражены в радианах. При расчётах предполагалось, что дробление опасного объекта происходит на геостационарной орбите, то есть на удалении приблизительно шесть радиусов Земли от её поверхности. Диагональ прямоугольника – это угол α. Дуга – это угол $\beta(\alpha)$.

Целевая функция $f(\alpha)=\alpha+\beta(\alpha)$ не имеет локальных минимумов, напротив, имеет локальный максимум, потому что первое слагаемое α до точки пересечения графиков растёт очень быстро по прямой линии графика. Это означает, что с геометрической точки зрения для минимизации углов отклонения выгодно проводить однократное деление опасного объекта, а не последовательные многократные целенаправленные дробления.

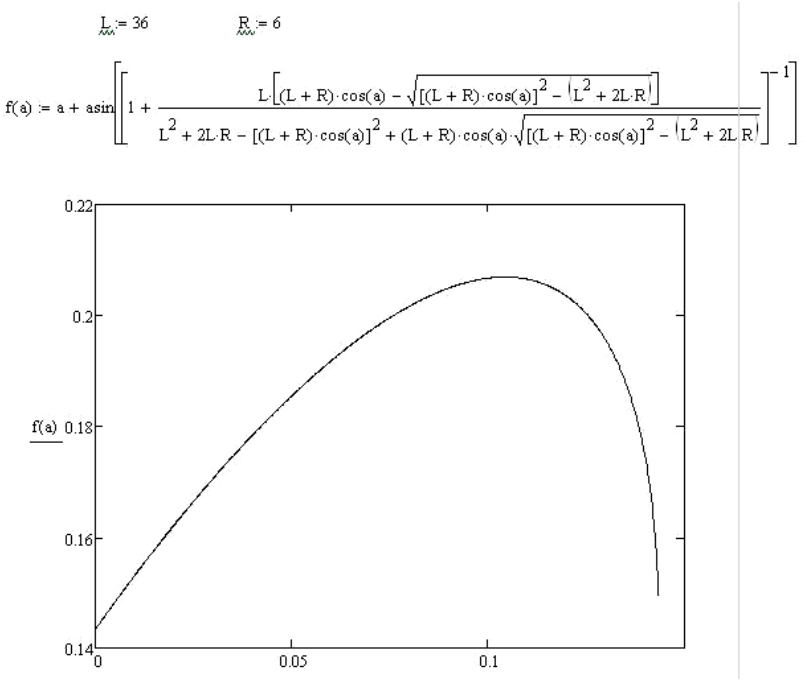


Рис.5. Отсутствие локального минимума двукратного дробления

Геометрическое исследование процесса рационального дробления опасного астероида выполнено. Однако энергетическая эффективность такой схемы фрагментации опасного объекта не является следствием геометрической минимизации, потому что в процессе дробления изменяются скорости движения образовавшихся новых фрагментов. Результаты решения геометрической задачи целенаправленного дробления опасного объекта стали исходными данными для дальнейшего решения энергетической задачи.

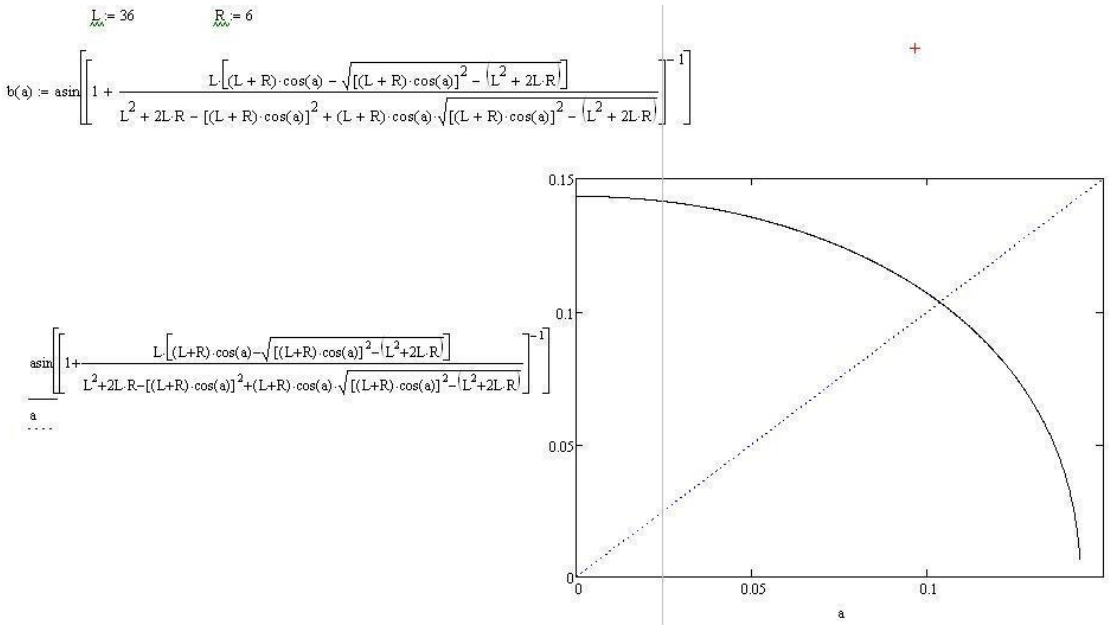


Рис.6. Целевая функция и численные расчёты

Выводы

1. Решена геометрическая задача о последовательной фрагментации опасного для Земли объекта, определены необходимые углы отклонения фрагментов.

2. С геометрической точки зрения доказана рациональность однократного целенаправленного дробления опасного объекта, при которой необходимый суммарный угол отклонения фрагментов будет минимальным.

3. Полученные результаты являются исходными данными для следующего исследования об энергетической эффективности дробления опасного для Земли объекта с учётом изменения скоростей, импульсов и кинетических энергий вторичных фрагментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Иванов В.Л., Меньшиков В.А., Плечинцев Л.А., Лебедев В.В. Космический мусор. В 3-х томах. – Т.1. – М.: Патриот, 1996. – 360 с.

2. Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урличич Ю.М. Глобальные проблемы человечества и космос. – М.: ОАО «Издательство «МАКД», 2010. – 570 с.

3. Алексеев Э.В., Меньшиков В.А., Мещеряков И.В. На передовых рубежах. Очерки истории 50 ЦНИИ МО им. М.К.Тихонравова. – М.: НИИ КС им. А.А.Максимова, 2018. – 273 с. – Ил.

4. Екимовская В.А. Дробление опасного астероида - от школьной задачи к мировой проблеме / Материалы XXX Международной конференции "Современные информационные технологии в образовании 2019". Часть 2. Ред. группа: Алексеева О.С., Григоренко М.М., Киревнина Е.И., Новикова Т.С. - Фонд "Байтик". - Троицк-Москва, 25 июня 2019 г. - Москва-Троицк: Изд-во "Тровант", 2019. - 167 с. - Ил. - ISBN 978-5-89513-446-7. - Направление: Детская конференция "Умный дом руками детей". - С.95-97. - Эл. ресурс: https://ito2019.bytic.ru/uploads/files/compilation2019.pdf

MULTIPLE CRUSHING OF A DANGEROUS ASTEROID

Ekimovskaya V.
lera.ek00@mail.ru
Supervisors: V. Lebedev, Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor
(Charitable Foundation "Education+", Municipal budgetary educational institution "Gymnasium No. 5", the city of Korolev)

The scientific society recognizes the catastrophic consequences of an asteroid collision with the Earth, but there are no methods to solve this problem yet. The article studies a particular issue related to the deviation of the trajectory of a dangerous object from the Earth. What is more profitable, to split an asteroid into two large parts or into many small ones? From a geometric point of view, the first option is better. However, further research goes into the field of physics.

УДК 623.746.2

ПАЛУБНАЯ АВИАЦИЯ. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПАЛУБНЫХ САМОЛЕТОВ. ПРИМЕНИЕ ПАЛУБНОЙ АВИАЦИИ В ВОЕННЫХ ЦЕЛЯХ

Елисеева К.А.
egshnn@yandex.ru
Научный руководитель: Абдуллин И.Н., к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань)

Данная работа посвящена палубной авиации. Рассмотрены основные особенности конструкции и эксплуатации корабельных самолетов. Проведено сравнения двух типов летательных аппаратов, выявлены их преимущества и недостатки. Результатом данного исследования является полученная модель беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки, которая может использоваться в качестве средства разведки на кораблях.

Палубная авиация включает в себя самолеты, вертолеты, беспилотные летательные аппараты, которые могут осуществлять взлет и посадку на палубу авианосцев. Она является не только средством обнаружения и спасения людей, их транспортировки, но также и оружием авианосцев.

Первый опыт применения летательных аппаратов в море был в начале XX века. Некоторые корабли имели на своей палубе привязные аэростаты, которые осуществляли ближнюю тактическую разведку для корректировки атаки судна. Первые корабельные самолеты появились в 10-х годах XX века. 14 ноября 1910 года американский летчик Юджин Эли совершил первый успешный взлет на биплане Кертисс с палубы крейсера «Бирмингем», а 18 января 1911 года успешно посадил самолет на палубу крейсера «Пенсильвания».

Дальнейшее развитие авиации привело к увеличению летных скоростей самолетов, а также улучшению летно-технических характеристик. Опытным путем выяснилось, что самолеты с колесным шасси эффективнее, чем гидропланы, решают задачи на море. Однако особенности посадки колесных самолетов доставили новые проблемы.

С 1930-х годов активно начали конструироваться самолеты палубной авиации.

Корабельные самолеты имеют отличительные от самолетов сухопутного назначения признаки. Один из них является особенностью взлета и посадки. При движении корабля в ветренную погоду суммарный вектор скорости набегающего потока направлен не вдоль оси судна, а под некоторым углом, вследствие чего возникают срывы потока и возникают вихри. При выполнении взлета и посадки на палубу корабля конструкция самолетов испытывает дополнительное сопротивление, вызванное турбулентными вихревыми потоками, образованными носовыми и боковыми кромками корабля, а также его надстройками. Летательный аппарат, попадая в этот поток, имеет тенденцию проваливаться. Изменение скорости потока на палубе корабля приводит к изменению угла атаки и скольжения самолета, а также к изменению действующих на него сил и моментов.

Исходя из взлета и посадки в отличительные особенности появились и в конструкции шасси. Поскольку посадка происходит при большей вертикальной скорости, чем у сухопутных самолетов, конструкцию шасси палубной авиации усиливают: дублируют отдельные узлы конструкции шасси, увеличивают обжатие стоек, устанавливают колеса большего диаметра, стойки шасси изготавливают из более прочных материалов. К примеру, шасси американского палубного истребителя F/A-18 имеет трехопорную схему с носовой опорой, представляющую собой сложный рычажный механизм. Основные детали изготовлены из стальных нормализованных поковок, подвергающихся термообработке 1,93-2,06 ГПа. Методом осаждения из газовой фазы на детали наносят защитное алюминиевое покрытие, после чего покрывают полиуретановой краской. На главной стойке установлен легкий пневматик и легкие тормоза из углеродных композиционных материалов. Носовая стойка консольного типа с двумя пневматиками убирается вперед по направлению движения самолета. Для осуществления разворота относительно одной из главных стоек шасси колеса носовой стойки поворачиваются на угол ±75°.

Взлет некоторых самолетов с палубы авианосца совершается с помощью катапульты. Для обеспечения такого взлета в конструкции самолета имеются соответствующие устройства. Катапультный челнок крепится либо к стойке шасси, либо к элементу фюзеляжа. На стойке шасси, воспринимающей усилия от челнока, устанавливается подкос (рис.1). Для обеспечения требуемой прочности на самолете усиливают бриделя.

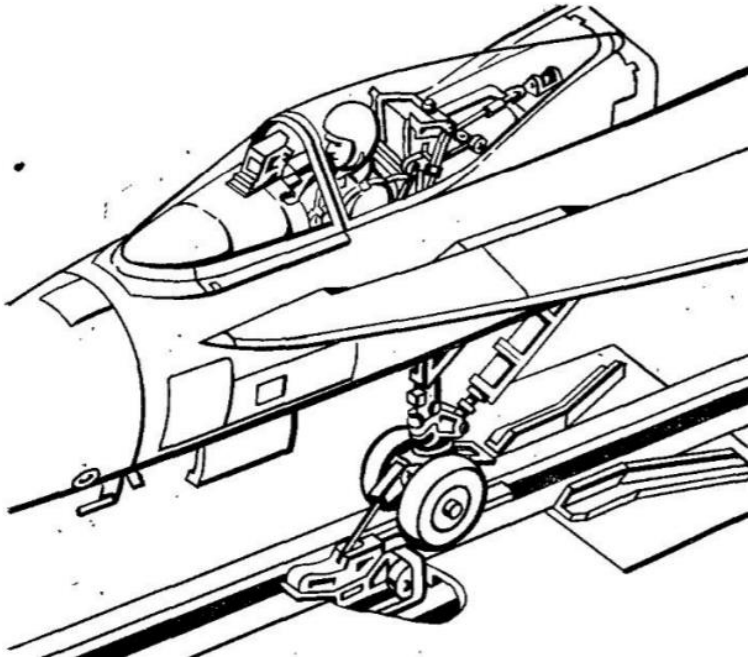


Рис. 1 Крепление самолета для разгона их с помощью катапульты.
Подкос самолета «Корсар»

Дополнительное нагружение от челнока катапульты, в частности, происходит из-за асимметричного закрепления самолета относительно оси катапульты. При закреплении буксирного троса носовая стойка крепится всегда симметрично по оси катапульты. Основные же стойки могут поворачиваться на какой-либо угол, причем максимальное смещение 15° (рис.2).

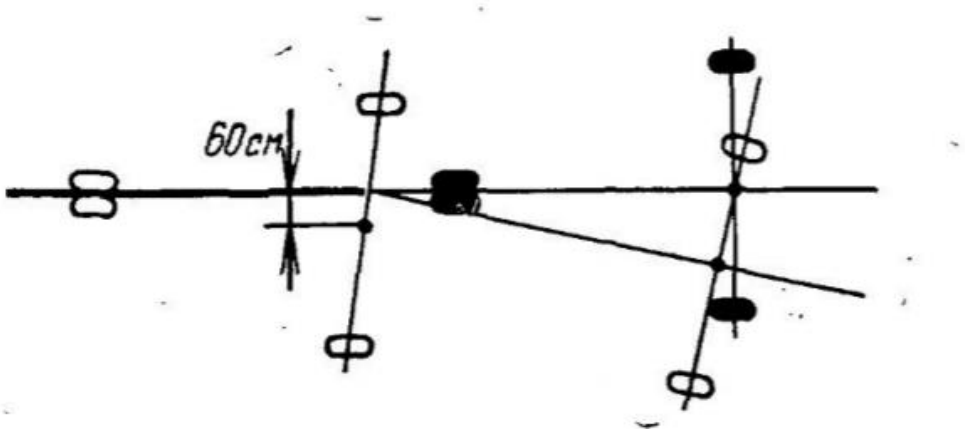


Рис. 2 Симметричное и асимметричное
закрепление самолета относительно оси катапульты

Для посадки на палубу авианосца, если это не самолет вертикального взлета и посадки, в качестве гасителя скорости используют аэрофинишер. Посадки могут быть как с симметричным, так и с асимметричным зацеплением тормозного гака самолета за аэрофинишерный трос. Допустимое отклонение при асимметричном зацеплении составляет 20% длины троса над палубой. При торможении с помощью аэрофинишера имеют место значительные перегрузки: до 4g. При ассиметричной посадке возможна потеря путевой и боковой устойчивости самолета, вследствие чего возникают колебания, которые могут привести к касанию консолями крыла или подвешенного груза палубы авианосца.

В конструкции самолетов появляется новый элемент – тормозной гак, цепляющийся за аэрофинишер. Он расположен в хвостовой части фюзеляжа. Рассмотрим тормозной крюк самолета F/A-18 (рис.3). В нижней части фюзеляжа жестко крепится пилон 10, с которым соединяется штанга 7. Движение гака после открытия замка убранного положения 5 с помощью переключателя положения тормозного крюка 1 обеспечивается шарнирным соединением 9. Амортизатор 4, боковой амортизатор 8, а также гидроамортизатор 3, прикрепленный к планеру узлом 2, гасят колебания от натяжения троса и поглощают толчки штанги 7. Для обеспечения посадки при отклонении от курса тормозной крюк может шарнирно поворачиваться в горизонтальной плоскости на угол ±20°. Все детали тормозного крюка, кроме захвата, изготавливаются из высокопрочной стали, захват крюка – из стальных поковок с износостойким покрытием из железа, никеля и кобальта. На корневую часть тормозного крюка и на захват, как и на стойки шасси, наносят защитное алюминиевое покрытие, затем покрывают полиуретановой краской.

Взлет и посадка для самолетов ВВП отличаются от самолетов с катапультным взлетом и посадкой с использованием аэрофинишера, а также имеют свои особенности. Взлет и посадка осуществляются за счет вертикальной составляющей тяги силовой установки. Они осуществляют взлет с нулевой скоростью, а разгон и переход в горизонтальный полет обеспечивается после отрыва от палубы. Двигатели таких самолетов создают тягу в двух направлениях: вертикальном для обеспечения вертикального взлета и посадки и горизонтальном – для обеспечения полета. Для управления самолетом на малых скоростях, когда аэродинамические коэффициенты малы, используют управляющие сопла на концах крыльев, в носу и в хвосте самолета для создания моментов, необходимых для балансировки и управления летающим аппаратом. На взлете и посадке выхлопные газы действуют в направлении, перпендикулярном оси самолета. В результате газы высокой температуры с высокой скоростью натекают на палубу. Для ее защиты от разрушения применяются теплозащитные плиты.

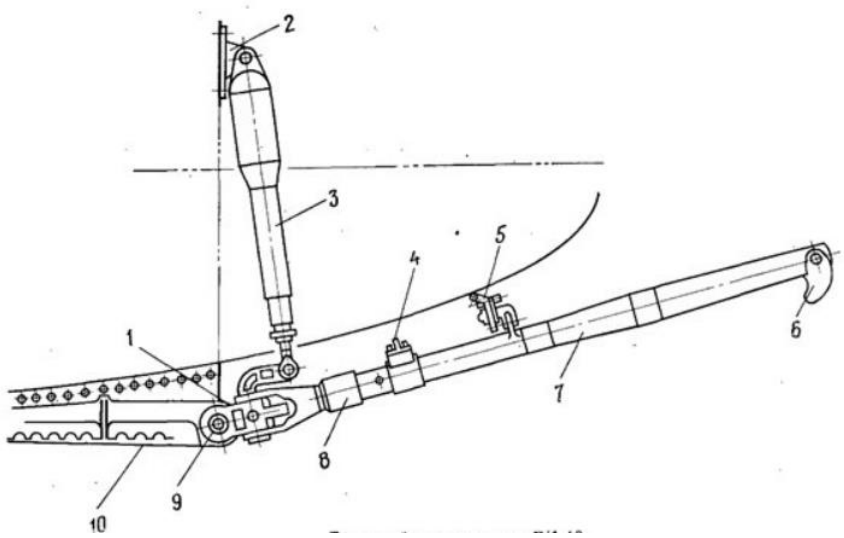


Рис. 3 Тормозной крюк самолета F/A-18

При взлете самолета вертикального взлета и посадки возможно попадание на вход в двигатели горячих выхлопных газов и поворот газовых струй в сторону воздухозаборников при их воздействии с суммарным внешним потоком над палубой, который складывается из потока ветра и потока, образованного ходом корабля. Вследствие подсасывающего действия выхлопных струй уменьшается подъемная сила и появляется обтекание самолета сверху вниз. Также при взаимодействии выхлопных струй друг с другом и с палубой корабля возникает акустическое действие на конструкцию самолета.

Еще одной особенностью корабельных самолетов является конструкция крыла. Для удобства расположения авиации на палубе консоли крыла самолетов либо убираются в вертикальное положение, либо складываются вдоль фюзеляжа, сохраняя горизонтальное положение. Одной из наиболее ответственных конструкций являются шарниры поворота консолей крыла, состоящие из двух кольцеобразных шарнирных подшипников. Такие шарниры изготавливаются из титанового сплава с покрытием из тефлона. С помощью болтов шарнир крепится к кесонной поперечной балке.

Вертикальная скорость посадочной палубы зависит от удаления ее конца от центра масс корабля, причем колебания скорости знакопеременны и имеют периодически повторяющуюся форму. Таким образом, в зависимости от места положения самолета на палубе относительно центра масс корабля на него действуют менее или более интенсивные колебания.

Самолеты, которые совершают взлет и посадку на ВПП авианосца, и самолеты вертикального взлета и посадки имеют свои преимущества и свои недостатки. Преимуществом первых является их скорость полета, относительно хорошая аэродинамика и малое лобовое сопротивление. Недостатком является необходимость в ВПП для совершения посадки, а также специальная конструкция для погашения скорости: тормозной гак в задней части фюзеляжа и аэрофинишер на палубе корабля. Для взлета же – наличие механизма катапульты на авианосце, а в конструкции самого самолета – усиленное шасси, выдерживающее усилия от челнока. Самолеты вертикального взлета и посадки не нуждаются в дополнении конструкции корабля, однако поверхность палубы должна быть спроектирована из жаропрочных материалов, так как при посадке выхлопные газы больших температур силовой установки самолета натекают на ее поверхность.

В настоящее время эксплуатируются следующие корабельные летательные аппараты: дальний противолодочный самолет Ту-142М, палубный истребитель Су-33, корабельный транспортно-боевой вертолет Ка-29, противолодочный самолет дальней морской зоны Ил-38Н «Новелла».

Эти представители имеют большие габариты и массу, также для их взлета и посадки необходима ВПП на палубе авианосца. Возникают проблемы с размещением на палубе, вследствие чего вводятся новые элементы конструкции, что влечет за собой увеличение массы конструкции.

Одно из назначений палубной авиации – разведка. Воздушная разведка не заменяет других видов разведки, но значительно дополняет их, устанавливая вместе с ними непрерывную цепь разведки и наблюдения. В некоторых случаях авиация может явиться единственным возможным средством получения необходимых данных о противнике.

Решением данной задачи может стать беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки (рис. 4).

Рис. 3 Модель беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки

Преимущества беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки:

1. Малые габариты: удобство размещения на палубе и удобство эксплуатации;
2. Электродвигатели: винты создают подъемную силу, не происходит натекание на палубу газов высоких температур;
3. Управление с помощью компьютера: отсутствует пилот, что более безопасно;
4. Повышенная маневренность: может зависать в воздухе;
5. Вертикальный взлет и посадка: актуально при базировании на маленьких авианосцах, так как не требуется наличие ВПП.

Палубная авиация является одним из аспектов усиления военно-морского флота, предназначенного для обеспечения защиты национальных интересов страны и ее союзников в Мировом океане военными методами, также для поддержания военно-политической стабильности на глобальном и региональном уровнях. Использование БПЛА в качестве средства разведывательных операций актуально, поскольку для размещения и обслуживания крупногабаритной авиации требуется соответствующее оборудование авианосца, что служит причиной их высокой стоимости и больших габаритов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Павленко В.Ф. Корабельные самолеты. – М.: Воениздат, 1990. – 320с.
2. Туголуков В.А. Оптимизация палубного цикла полетов корабельной авации. – Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2021. №1. С. 12-17.
3. Звада В.А. 45 лет тяжелому авианесущему крейсеру «Киев» - первому советскому авианосцу. – Морской сборник. 2021. №9 (2094). С. 39-44.
4. Канаев А.В. Интегрирование перспективных корабельных средств укороченной посадки летательных аппаратов в современный комплекс морской авиации. – Изобретательство. 2016. Т. 16. №1. С. 8-16.
5. Федоренко Р.В. Обзор БПЛА вертикального взлета и посадки длительного функционирования и формирование технических требований к БПЛА вертикального взлета

и посадки, разрабатываемому в университете Иннополис / Р.В. Федоренко, И.Н. Абдуллин, А.С. Климчик // Труды центра компетенции НТИ «Технологии компонентов робототехники и мехатроники».- Ижевск, 2019, С. 129-166.

6. Патент – 181389 РФ, МПК B64C 29/00 (2006.01) Модульная конструкция беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки с комбинированной силовой установкой/ В. Г. Гайнутдинов, И. Н. Абдуллин, Е.С. Головина, О.Ф. Смышляев/ Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)» - 2018100241; Заяв. 09.01.2018 г.; Опубл. 11.07.2018 г.

7. Патент – 181714 РФ, МПК B64C 39/02 (2006.01) Беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки с силовой балкой из композиционного материала/ В. Г. Гайнутдинов, И. Н. Абдуллин, А.Р.Хайруллин, А.М. Михайлова/ Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)».- 2018101340; Заяв. 15.01.2018 г.; Опубл. 26.07.2018 г.

CARRIER-BASED AVIATION. DESIGN FEATURES OF DECK AIRCRAFT. THE USE OF CARRIER-BASED AIRCRAFT FOR MILITARY PURPOSES

Eliseeva K.A.
egshnn@yandex.ru
Scientific supervisor: I. N. Abdullin,
Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan)

This work is devoted to deck aviation. The main features of the design and operation of ship-borne aircraft are considered. Two types of aircraft were compared, their advantages and disadvantages were revealed. The result of this study is the obtained model of an unmanned aerial vehicle for vertical take-off and landing, which can be used as a means of reconnaissance on ships.

УДК 629.7

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МОНИТОРИНГА ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Иванов К.В., Сидоренко А.В.
kirill20011.kirill@mail.ru, sidorenko-nastua4142@mail.ru
Научный руководитель: Н.С. Сенюшкин, к.т.н., доцент
(Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа)

Аннотация: В материале рассказано формирование требований и основных компоновочных решений для БПЛА размерности до 5 кг предназначенного для мониторинга подстилающей поверхности.

На основании анализа потребностей рынка, была поставлена задача спроектировать и собрать беспилотный летательный аппарат (БПЛА) способный обеспечить выполнение обширного ряда задач, таких как:

- аэрофотосъемка площадных и линейных объектов;
- мониторинг лесных пожаров;
- мониторинг состояния гидроэлектростанций;
- контроль состояния газо- и нефтепроводов;

- контроль этапов строительства различных объектов;
- обеспечение охраны и безопасности территории;
- контроль сельскохозяйственных процессов;
- доставка грузов в труднодоступные районы;
- контроль высотных сооружений и теплотрасс.

Исходя из задач были установлены требования к проектируемому аппарату:

- Возможность долгого полёта без смены аккумуляторов либо дозаправки топлива.
- Наличие камеры кругового обзора и инфракрасной камеры для полётов вне прямой видимости.
- Оперативная передача телеметрии на пункт управления.
- Наличие опции полёта в автоматическом режиме, по заданному полётному плану и переход в ручной режим при необходимости.
- Взлёт и посадка в труднодоступных местах, а для этого возможность вертикального взлёта и посадки.
- Максимальная взлётная масса не более 5 кг, с учетом массы полезной нагрузки до 1 кг.

Были проанализированы основные типы БПЛА на электротяге:

- Коптеры – аппараты построенные по вертолётной схеме. Они обрели популярность за компактность, простоту в управлении, возможность «висения» и статичной съемки в воздухе. К их недостаткам можно отнести довольно небольшое время нахождения в полёте, малую массу полезной нагрузки и невысокую скорость полёта.
- Аэростаты – устройства, принцип полёта которых основан на законе Архимеда. Данный тип наименее распространён, хотя и имеет ряд крупных преимуществ перед остальными, таких как время полёта и масса полезной нагрузки. Главными недостатками являются крайне медленное перемещение, крупные габариты и сложная подготовка полёта – необходимость накачивания баллона газом, а так же его хранение.
- БПЛА с неподвижным крылом – воздушные судна, летающие за счёт подъёмной силы крыла, или же самолёты. Чаще всего используются для задач с большой зоной покрытия, где необходимо пролететь довольное большое расстояние. Плюсами конструкции являются возможность долгого полёта и высокая скорость перемещения, а так же переносимая масса полезной нагрузки. Главным недостатком конструкции является то, что для взлёта необходимо набрать некоторую скорость с земли, и поддерживать её для продолжения полёта.
- Гибридные дроны (конвертопланы) – беспилотные летательные аппараты, сочетающие в себе преимущества коптеров и самолётов. Основная проблема таких дронов заключается в сложной работе силовой установки, для корректной работы которой необходимо сложная и высокоточная бортовая электроника.

С учётом всех поставленных требований, были выделены две разные конструкции: с неподвижным крылом и гибридную схему. Проведя более детальный анализ, мы остановились на схеме с неподвижным крылом, но с некоторыми конструктивными особенностями: отказ от рулей высоты и направления в пользу разнотягового управлениями двумя двигателями, установка массивных килей для возможности взлёта и посадки вертикально (Рисунок 6 – *Схема взлёта и посадки*). Схема без хвостового оперения называется «летающее крыло» (Рисунок 7 – *Проекции вида «летающего крыла»*), данная схема более компакта по сравнению с классической и позволяет существенно сэкономить на массе летающего аппарата.

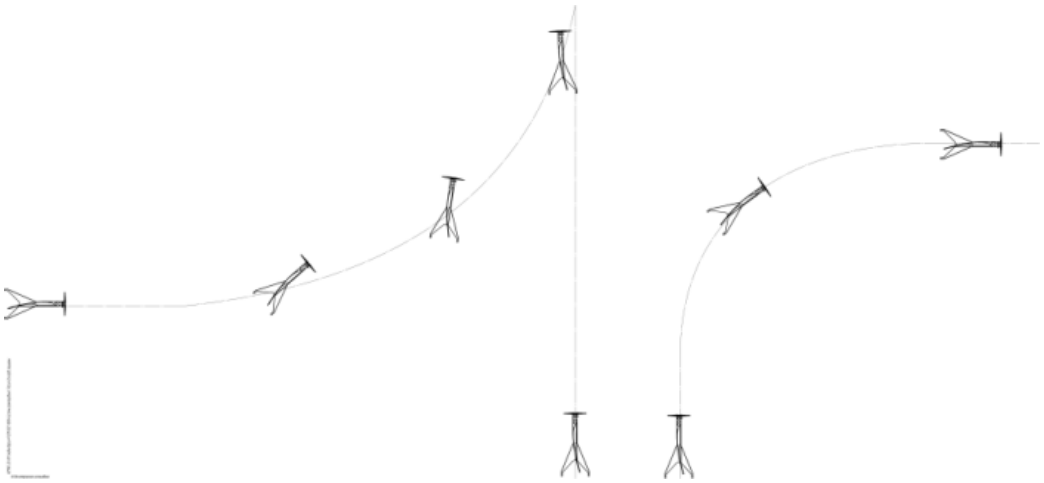


Рисунок 6 – Схема взлёта и посадки

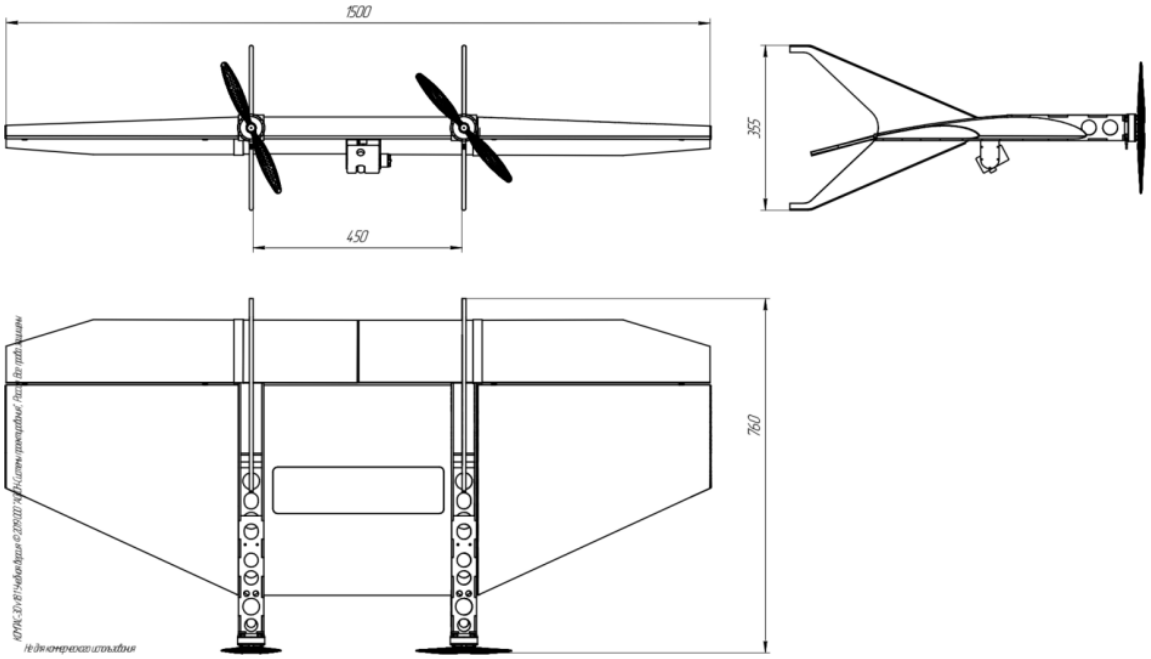


Рисунок 7 – Проекции вида «летающего крыла»

Для возможности вертикального взлёта двигатели имеют разное направление вращения, с целью компенсации реактивного момента. При наборе в вертикальном взлёте (полёт осуществляется по схеме дрона) необходимой скорости, крыло отклоняет элевоны и переходит в горизонтальный полёт. Для осуществления этого тяга винтомоторной группы должна превышать снаряженную массу крыла на 20-25%. Отсутствие рулей направления и высоты компенсирует электроника, которая корректирует полёт БПЛА даже в режиме ручного управления (путём стабилизации и микширования каналов).

Управление всей системой производится платой, на чипе f765, при помощи двух сервоприводов осуществляется отклонение рулей управления для стабилизации в полёте и изменения траектории полёта, а микрокомпьютер Raspberry отвечает за работу обеих камер (в качестве основной камеры используется Aceline DualScreen, а инфракрасной – Raspberry NoIR), отправки картинки с них на устройство оператора, либо сохранения в памяти устройства. Питает всё это аккумулятор ёмкостью 10000 mAh на 14,8 В. Винтомоторная группа состоит из двух бесколлекторных двигателей Power 25-870 Kv с винтами 14x7E с общей тягой до 5,5 кг.

На данный момент мы используем уже готовые решения в качестве полётного контроллера, это существенно упрощает работу по настройке всего БЛА и сокращает время на отладку всех датчиков. Мы не тратим время и ресурсы на создание собственного полётного контроллера и написания для него индивидуального приложения по настройке, а используем сэкономленное время на испытаниях и доведении крыла до максимально комфортного полёта. Конечно, в итоге все равно мы придём к созданию собственного контроллера полёта, так как уже существующие не выполняют всех необходимых нам функций, таких как режим вертикального взлёта и посадки; или же наоборот, имеют функции, ограничивающие наши возможности.

В итоге был спроектирован и построен БПЛА самолетного типа с возможностью вертикального взлета. Работа аппарата будет испытана на соревнованиях воздушно-инженерной школы МГУ 2021.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Развитие беспилотных летательных аппаратов [электронный ресурс], URL: https://www.ey.com/ru_ru/news/2020/05/ey-uav-survey-18052020.

2. Костин А.С., Богатов Н.В. Анализ рынка беспилотных летательных аппаратов в России и мире // ГУАП 2020. - 130 с.

UNMANNED VERTICAL TAKE-OFF AIRCRAFT FOR SOLVING SUBSURFACE MONITORING TASKS

Ivanov K., Sidorenko A.

kirill20011.kirill@mail.ru, sidorenko-nastua4142@mail.ru

Supervisor: N. Senyushkin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Ufa State Aviation Technical University, Ufa)

Abstract: The article describes the formation of requirements and basic layout solutions for UAVs with dimensions up to 5 kg intended for monitoring the underlying surface.

УДК 629.7.025

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫКЛАДКИ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Караваева А.В.

karalena1999@gmail.com

Научный руководитель: А.С. Батраков, к.т.н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ, Казань)

В настоящее время при производстве агрегатов летательного аппарата, в том числе и лопасти несущего винта, все чаще применяются композиционные материалы. Технологический процесс изготовления изделий из композитных материалов состоит из нескольких этапов, которые могут быть автоматизированы. В настоящей работе проведен обзор существующих методов автоматизации этапов технологического процесса, выявлены преимущества и недостатки применяемого оборудования автоматизированного производства и предложен новый автоматизированный комплекс для производства лопастей несущего винта вертолета.

Композитным изделиям форма придается в состоянии препрега или сухой ткани, когда они еще не имеют собственной жесткости. Затем производится отверждение связующего. На

этом этапе изделие приобретает высокие механические свойства. Таким образом, формирование композитного изделия состоит из двух ступеней: получение преламината или преформы и формование.

Выкладка — один из способов создания изделий из композитных материалов, заключающийся в нанесении раскроенных листов препрега или сухой ткани на поверхность оснастки, который значительно упрощает технологию их изготовления, так как не требует сложного оборудования и высокой квалификации персонала. Способ обладает универсальностью и подходит для изготовления слоистых пакетов преламинатов и преформ с различной сложностью поверхности и различной степенью ответственности готовых изделий. Еще одно преимущество метода выкладки листов препрега на оснастку заключается в более рациональном использовании анизотропных свойств композита и получении равнопрочной конструкции по всем сечениям.

Технологический процесс изготовления деталей и узлов вертолета из препрега методом выкладки состоит из следующих основных операций:

1. подготовка оснастки, т.е. очистка, обезжиривание, обработка антиадгезионной смазкой;
2. раскрой и упорядоченная укладка заготовок препрега (ткань, лента и ровинг) в соответствии с чертежом или схемой выкладки;
3. формование (т. е. отверждение) при заданных температуре, давлении, вакууме и выдержке;
4. распрессовка, зачистка изготовленной детали от заусениц и потеков связующего, обрезка припусков;
5. передача детали с техпаспортом на склад или на дальнейшие операции (механическую обработку, сборку, склейку, грунтовку, окраску).

Основные этапы технологического процесса могут выполняться как ручным, так и автоматизированным способами. В частности раскрой материала может производиться вручную, с применением ролика с острым режущим краем, гильотины, вырубного штампа, ножниц и специнструмента в виде ножа. При автоматизированном подходе применяют специальный плоттер с ЧПУ (рис. 1). Его использование позволяет повысить точность готовой заготовки, сократить время ее изготовления (одновременно на плоттере может осуществляться раскрой нескольких разверток), уменьшить расход материала и увеличить повторяемость процесса резки.

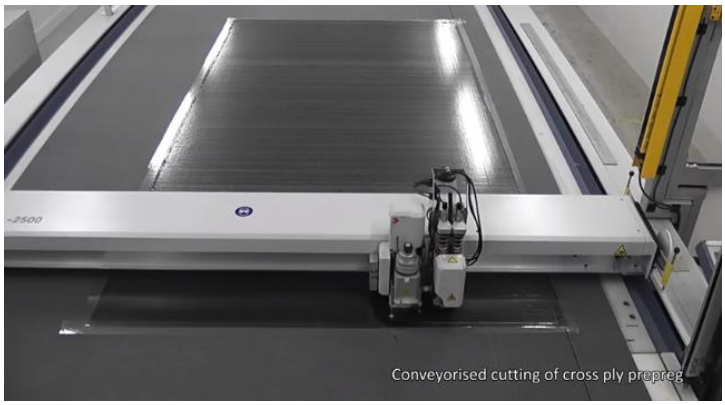


Рис. 1. Плоттер для раскроя листового материала

Компания Bullmer Composites Ply Cutter, внедрила в свое производство, не только оборудование для автоматизированной резки препрега, но оборудование для его хранения, транспортировки и раскатывания непосредственно на плоттер (рис. 2). Это позволило значительно сократить время производства и повысить качество препрега. Следует отметить, что полученный результат сопровождается существенным увеличением стоимости процесса.

В работе [1] представлены варианты технологии для захвата листов препрега с плоской поверхности и выкладки их на плоскую оснастку. Захват листового препрега осуществляется с применением концевых манипуляторов различного типа: жесткий концевой манипулятор, концевой манипулятор с выдвижными зонами захвата, концевой манипулятор с регулируемыми присосками, концевой манипулятор, совмещенный с двуруким роботом. Представленные манипуляторы отличаются степенью свободы, что расширяет возможность применения данного оборудования. Негативным фактором повышения степени свободы манипуляторов является повышение сложности конструкции, снижение надежности оборудования, увеличение сложности программирования, повышение стоимости.

После выкладки материала на оснастку, возникает потребность в удалении излишков воздуха между слоями препрега и в проклейке слоев между собой, для чего необходимо обеспечить заданную температуру и плотный контакт слоев материала. В случае ручного способа данная операция осуществляется с помощью фторопластового ролика, пистолета горячего воздуха или утюга. При таком методе прикатки повышен риск образования складок, неравномерного нагрева материала, приводящий к образованию потеков и непроклеев.

Альтернативным методом является применение автоматизированных комплексов ATL (Automated Tape Laying) и AFP (Automated Fiber Placement) [2-7]. В методе ATL широкая лента препрега выкладывается на оснастку и прикатывается специальным роликом по заданной программе. В методе AFP вместо широкой ленты используется лента из узких полосок препрега. Каждая полоска препрега может подаваться и обрезаться независимо от остальных, что позволяет варьировать ширину подаваемой на оснастку ленты и выкладывать поверхности сложной формы. Также для сложных поверхностей в AFP установках обычно используют роботизированную «руку» с большим количеством степеней свободы, тогда как при ATL выкладке часто используют портальную конструкцию с горизонтальной балкой, которая позволяет выкладывать большие, но не сложные по форме детали (рис. 2).

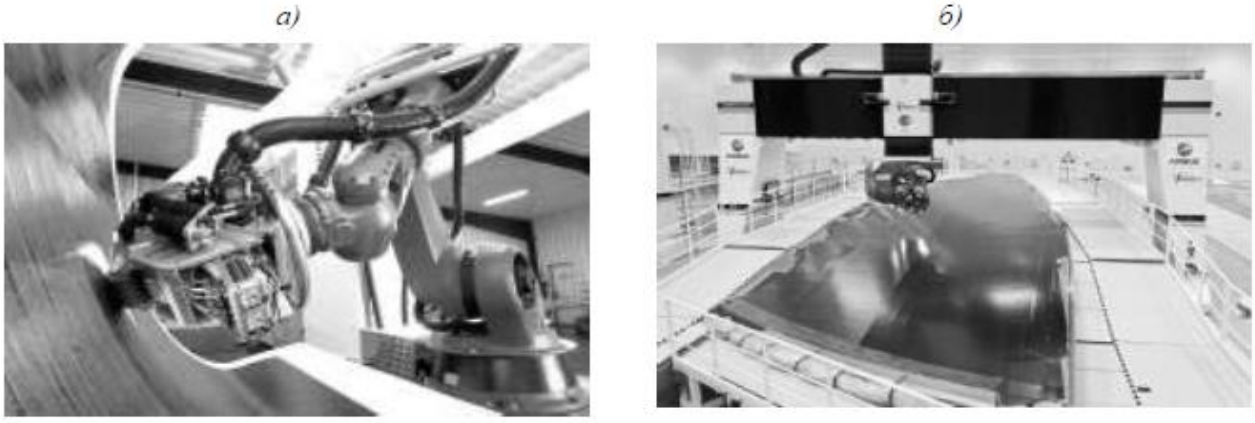


Рис. 2. Автоматизированная выкладка препрегов методами AFP
с помощью роботизированной «руки» фирмы Coriolis Composites (а) и ATL
с помощью установки портального типа с горизонтальной балкой фирмы MTorres (б)

В методах AFP и ATL используют только однонаправленные препреги, волокна которых должны удерживаться в составе ленты без расщепления по ширине и толщине. В зависимости от типа выкладочной головки необходимая ширина препрега достигается либо при производстве, либо разрезкой или расщепления препрега на ленты на специальном оборудовании, с последующее намоткой на бобины. Преимущества технологий AFP/ATL: высокая производительность (10-40 кг/ч); более высокое качество структуры композита благодаря более качественной и плотной укладке препрега; снижение трудоемкости процесса выкладки; снижение количества отходов; сокращение продолжительности производства. Недостатками технологий AFP/ATL являются: высокая стоимость

оборудования для автоматизированной выкладки; более высокая стоимость препрегов, а также потребность в дополнительных расходных материалах и дополнительном оборудовании; более высокие требования к квалификации персонала.

При производстве сложных изделий с двойной кривизной применение стандартного оборудования, которое встречается на рынке не всегда целесообразно, в виду того что либо наблюдается недостаточная универсальность оборудования, либо комплекс будет слишком сложным и дорогостоящим. Поэтому возникает актуальная задача проектирования специализированных средств, для производства агрегатов летательного аппарата. Подобной задачей занимались в ФГБОУ ВО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет» в составе Научно-образовательного центра Авиационных композитных технологий (НОЦ АКТ) ПНИПУ, где была разработана установка - «Уникальный научно-технологический комплекс автоматизированной выкладки» (рис. 3) [8]. Установка используется в научно-исследовательских целях, в частности проведено исследование автоматизированной выкладки лопатки спрямляющего аппарата; исследован и изготовлен прототип рабочей лопасти вертолёта и др.

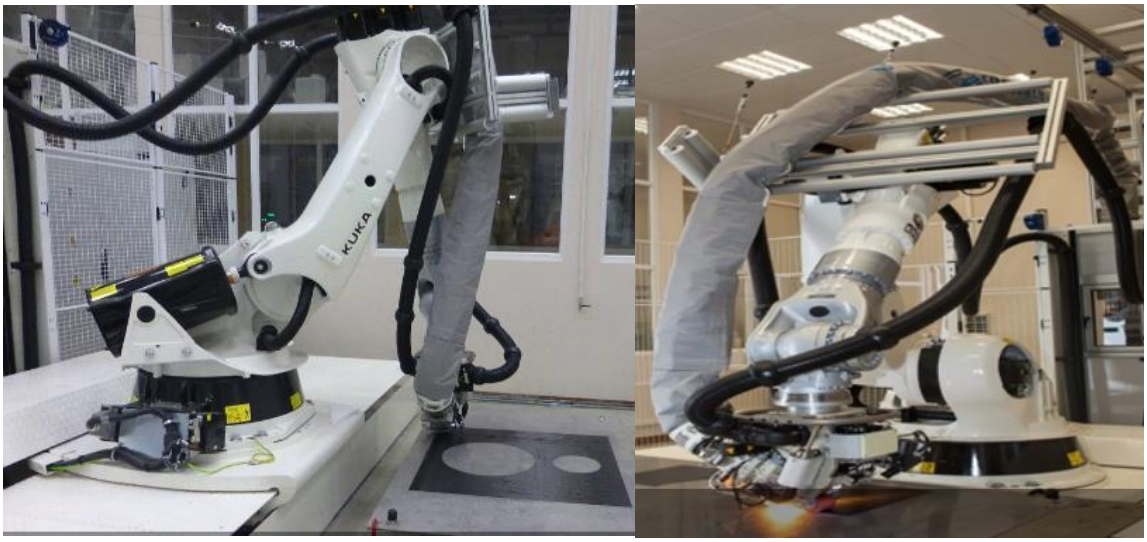


Рис. 3. Уникальный научно-технологический комплекс автоматизированной выкладки

Следует отметить, что разработка применяется только для научных исследований, в виду высокой стоимости применения для серийного производства. Таким образом, для серийного производства возникает задача не только в проектировании специализированного оборудования, но и оборудования обладающего низкой стоимостью разработки, внедрения и эксплуатации.

На основе проведенного литературного обзора существующего оборудования, была спроектирована специализированная автоматизированная система формирования преламината лопасти несущего винта вертолета. Основной целью являлось обеспечение высокой экономической и технологической эффективностью данного оборудования. Разработанная система представлена на рисунке 4.

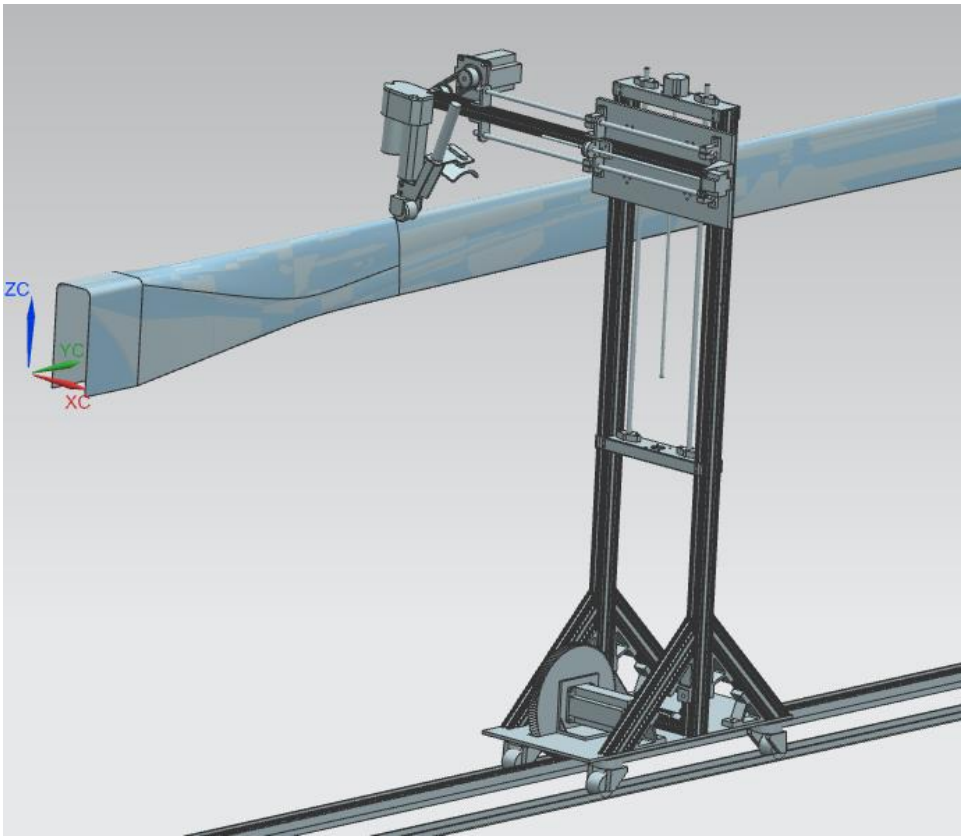


Рис. 4. Специализированная автоматизированная система формирования преламината лопасти несущего винта вертолета

Низкая стоимость разработки оборудования обеспечивалась применением некоторых стандартных элементов широкого применения, такие как электродвигатель, направляющие профили, зубчатые передачи, крепежные элементы и др., для которых имеется широкий круг поставщиков. Технологическая эффективность разработанной системы обеспечивается применением инфракрасного нагревателя, с возможностью регулирования температуры препрега, применением систем управления давлением и скоростью прикатки. Программа ЧПУ формируется в автоматическом виде, в качестве исходных данных используется CAD-модели изделия и основные регулируемые параметры технологического процесса. Разработанная установка обладает пятью степенями свободы, что позволяет формировать изделий с поверхностью двойной изменяемой кривизны.

Предложенная система автоматизирует те процессы выкладки, которые значительно влияют на качество готового изделия, при этом обладает невысокой стоимостью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. П.Н. Тимошков, В.А. Гончаров, Л.Н. Григорьева, М.Н. Усачева, А.В. Хрульков. Роботизированная выкладка препрега как альтернатива технологиям atl и afp (обзор) // Труды ВИАМ. – 2021. – №3 (97).

2. Тимошков П.Н. Липкость и возможность использования препрегов для автоматизированных технологий (обзор) // Труды ВИАМ. -2018. - №8 (68).

3. Чернышов, Е.А. Современные технологии производства изделий из композиционных материалов // Современные наукоемкие технологии. – 2014. – № 2. – С. 46-51.

4. Guidelines for the Development of Process Specification, Instructions, and Controls for the Fabrication of Fiber – Reinforced Polymer Composites // Technical Report DOT/FAA/AR-02/110, U.S. Department of Transportation – Federal Aviation Administration, 2003. 48 p.

5. Тимошков П. Н. Оборудование и материалы для технологии автоматизированной выкладки препрегов // Авиационные материалы и технологии. – 2016. – № 2 (41). - С. 35–39.

6. Grimshaw M. N., Grant C.G., Dias J.M.L. Adanced technology tape laing for affordable manufacturing of large composite structures/ In: 46-th International SAMPE Symposium. 2001. P. 2484-2494.

7. Sloan J. ATL and AFP: defining the megatrends in composite aerostructures // High performance composites. July 2008. P. 20-25.

8. Пермский Национальный Исследовательский Политехнический Университет: сайт – URL: https://pstu.ru/activity/innovation/unu/mkmk1/ (дата обращения: 15.04.2021). – Текст: электронный.

9. ООО «ВИСТ КОМПОЗИТ»: сайт – URL: http://vist-composite.ru/ 2018/11/14/innovacionnoe-oborudovanie-dlja-dlja-avtomatizirovannogo-sozdanija-preform/ (дата обращения 15.04.2021).-Текст: электронный.

AUTOMATION OF THE PROCESS OF LAYING THE HELICOPTER PROPELLER BLADE FROM A COMPOSITE MATERIAL

Karavaeva A.
karalena1999@gmail.com
Supervisor: A. Batrakov, Candidate of Technical Sciences
(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)*

At present, composite materials are increasingly used in the production of aircraft units, including the rotor blades. The technological process of manufacturing products from composite materials consists of several stages that can be automated. In this work, a review of the existing methods of automation of the stages of the technological process is carried out, the advantages and disadvantages of the used automated production equipment are revealed, and a new automated complex for the production of helicopter rotor blades is proposed.

УДК 629.7.035

ВИНТОКОЛЬЦЕВОЙ ДВИЖИТЕЛЬ С ОБТЕКАТЕЛЕМ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ

Караваева А.В.
karalena1999@gmail.com
Научный руководитель: А.С. Батраков, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В данной работе проводится литературный обзор по существующим винтокольцевым движителям. Рассматривается вопрос повышения эффективности винтокольцевого движителя. На основании проведенного обзора предлагается концепт винтокольцевого движителя с механизированным кольцом.

Аэродинамическая компоновка винта в кольце была предложена достаточно давно. За это время было доказано, что кольцевой обтекатель возле винта позволяет повысить его коэффициент полезного действия, преимущественно за счет увеличения тяги. Увеличение тяги связано с несколькими факторами, в частности с уменьшением концевых потерь на винте и с созданием дополнительной тяги самим кольцом. Данная аэродинамическая компоновка – винт в кольце – получила широкое распространение на различных видах транспорта. В частности, ее можно встретить на таких аппаратах как судно на воздушной

подушке, аэросани, аэроглиссер. Следует отметить, что на таких аппаратах кольцевой обтекатель выполняет не только аэродинамическую функцию, но и используется в качестве конструктивного элемента, к примеру, для установки рулей управления. Еще одной функцией кольцевого обтекателя является защитная функция, заключающаяся в существенном увеличении безопасности эксплуатации данного вида транспорта. Компоновку «винт в кольце» применяют также и на летательных аппаратах, таких как квадрокоптер, экраноплан, винтокрылые летательные аппараты. Среди летательных аппаратов такая аэродинамическая компоновка получила не столь широкое распространение ввиду необходимости сохранения весовой эффективности. Другими словами, при неправильно спроектированном кольцевом обтекателе дополнительная тяга может оказаться меньше дополнительного веса конструкции. Таким образом, повышение аэродинамической эффективности винтокольцевой установки является крайне актуальной задачей. Ее рассмотрением в разных научных направлениях занимались многие авторы. Исследование аэродинамических характеристик винтокольцевого движителя выполнялось как экспериментальными [1-3], так и численными подходами [4-6]. Для определения аэродинамических характеристик винтокольцевой компоновки определяющую роль играют геометрические параметры и режим работы. К основным геометрическим параметрам относятся такие параметры как диаметр винта, коэффициент заполнения винта, величина зазора между винтом и кольцевым обтекателем, аэродинамический профиль обтекателя (толщина, кривизна, форма передней кромки), взаимное расположение обтекателя и винта в плоскости вращения винта. К параметрам режима работы винта относятся удельная нагрузка на винт, скорость потока окружающей среды, угол установки в плоскости вращения винта по отношению к набегающему потоку.

В различных работах исследовались влияние того или иного параметра на получаемые аэродинамические характеристики. [4, 7-9]. Из анализа результатов проведенных исследований можно сделать вывод о том, что для определенных режимов и параметров винтокольцевого движителя установка кольцевого обтекателя позволяет получить двукратный прирост по тяге [10]. Однако данный прирост тяги характерен для узкого диапазона работы винтокольцевого движителя. Существует ряд работ на оптимизацию геометрических параметров винтокольцевой компоновки под заданные режимы эксплуатации [11, 12]. Решение задачи оптимизации также приводит к существенному увеличению производительности винтокольцевой компоновки для заданного режима работы, но это не решает проблему применения винтокольцевого движителя на реальных летательных аппаратах. К примеру, если рассмотреть винтокольцевой движитель в качестве источника дополнительной пропульсивной тяги для перспективного скоростного вертолета, то можно отметить что условия его работы имеют широкий диапазон. Скорость окружающей среды меняется от 0 до максимальной скорости полета летательного аппарата, возможно существенное изменение угла атаки (взаимного расположения винтокольцевого движителя и вектора скорости набегающего потока).

Расширить эффективные режимы работы ВКД предлагается путем применения механизации на кольцевом обтекателе (рис.1).

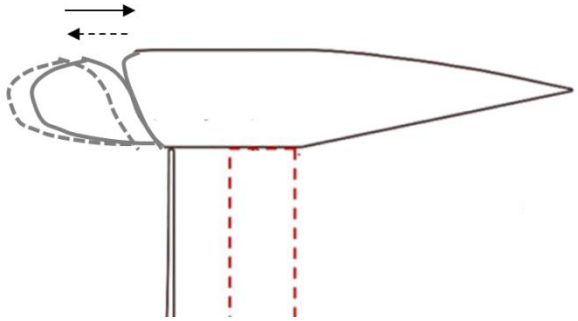


Рис.1. Механизация на кольцевом обтекателе

Механизация заключается в том, что носовая часть кольцевого обтекателя имеет одну степень свободы, в частности может перемещаться в линейном направлении, при этом между носовой частью и основной частью носового обтекателя формируется профилированная щель. Структура потока возле классического профиля характеризуется наличием вихря от передней кромки и вихревой системы внутри канала (рис.2.а). Формирование профилированной щели позволяет регулировать расход воздуха (ΔQ), входящий в винтокольцевой движитель. Дополнительный поток, благодаря эффекту Коанда, будет двигаться по касательной к профилю кольцевого обтекателя, что приведет к разрушению вихревой системы внутри канала винтокольцевого движителя (рис.2.б).

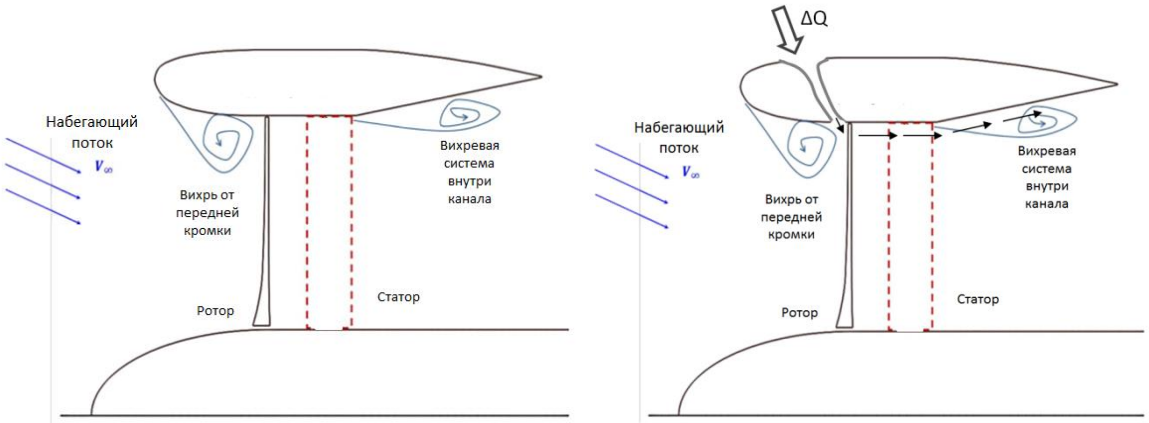


Рис.2. Особенности обтекания профиля: а - цельного профиля,
б - профиля с подвижной носовой частью.

Выдвижение передней части кольца регулируется электроприводом через винтовую передачу. Передняя часть состоит из лонжерона, обшивки, ряд нервюр и кронштейна крепления. Крепление носовой части к основной части осуществляется с помощью 3 телескопических направляющих. Силовые нервюры кольца крепятся к стойкам статора, которые в свою очередь соединены с винтом (рис.3).

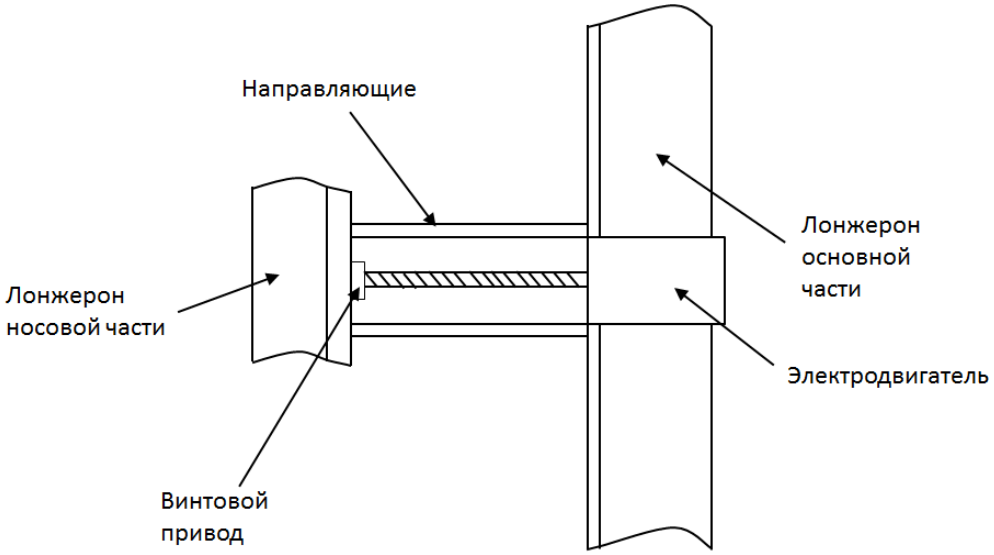


Рис.3. Элементы механизации

Предполагается, что предлагаемая конструкция позволит расширить диапазон эффективных режимов работы винтокольцевого движителя, что поспособствует применению

данного движителя на летательных аппаратах. В дальнейшем планируется провести ряд численных и экспериментальных исследований для подтверждения аэродинамической эффективности предложенной системы.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 20-19-00548).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. S. Yilmaz, D. Erdem, M.S. Kavsaoglu. Performance of a ducted propeller designed for UAV applications at zero angle of attack flight: An experimental study // Aerospace Science and Technology. September 2015. P. 376-386.

2. A.I. Abrego, R.W. Bulaga. Performance study of a dusted fan system // American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting. San Francisco, CA, Jan. 23–25, 2002.

3. Woo-Yul Kim, Santhosh Senguttuvan, Sung-Min Kim. Effect of Rotor Spacing and Duct Diffusion Angle on the Aerodynamic Performances of a Counter-Rotating Ducted Fan in Hover Mode // Processes. - October 2020 (8).

4. R. Bontempo, M. Manna. Effects of Duct Cross Section Camber and Thickness on the Performance of Ducted Propulsion Systems for Aeronautical Applications // International Journal of Aerospace Engineering. – 2016.

5. C. Camci, A. Akturk. A Brief Description Of The Ducted Fan Inlet Flow Distortion Reduction Concept, Double-Ducted-Fan (Ddf) // 8th Ankara international aerospace conference. 10-12 September 2015.

6. Towards improving the aerodynamic performance of a ducted wind turbine: A numerical study // *Journal of Physics: Conference Series.* - June 2018.

7. A. Akturk. Ducted fan inlet/exit and rotor tip flow improvements for vertical lift systems. A Dissertation in Aerospace Engineering // Electronic thesis and dissertations for graduate school. – 2010.

8. M. Biava, M. Carrion, R. Steijl, G. N. Barakos, D. Stewart. Optimisation of ducted fans with CFD // 41st European Rotorcraft Forum. - 1–4 September 2015.

9. Остроухов С.П. Исследования влияния числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики воздушных винтов и винтов в кольце

10. Остроухов, С. П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей / С. П. Остроухов. – Москва : Физматлит, 2014. – 328 с.

11. YuHu, J. Qing, Z. H. Liu, Z. J.Conrad, J. N. Cao, X. P. Zhang. Hovering efficiency optimization of the ducted propeller with weight penalty taken into account // Aerospace science and technology. – October 2021.

12. M. J. Werle. Analytical Model for Ring-Wing Propulsor Thrust Augmentation // Journal of Aircraft. - 15 Jun 2020.

DUCTED FAN WITH VARIABLE GEOMETRY COVER

Karavaeva A.

karalena1999@gmail.com

Supervisor: A. Batrakov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this work, a literary review of the existing ducted fan is carried out. The issue of increasing the efficiency of the ducted fan is considered. Based on the review, a new concept of a ducted fan with a mechanized ring is proposed.

УДК 629.7

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кудряшов В.А.
Labidoxromis@yandex.ru
(Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), Москва)

В данной работе предлагается рассмотреть концепцию Перспективного авиационного комплекса гражданской авиации (ПАК ГА). В статье представлены некоторые конструктивно-компоновочные особенности пассажирского самолёта, спроектированного в рамках концепции ПАК ГА и перспективы дальнейшего развития данной концепции.

В настоящее время большую долю рынка гражданской авиации захватили иностранные производители пассажирских самолетов, такие как Airbus и Boeing, Россия же испытывает трудности с выходом на мировой рынок авиаперевозок, более того, значительную часть пассажиро-грузопотока внутри страны также обеспечивается воздушными судами иностранного производства. Таким образом, возникает необходимость создания авиалайнера, по своим характеристикам значительно превосходящего зарубежные образцы авиатехники. Анализируя успешные разработки отечественной авиационной промышленности, такие как Sukhoi Superjet-100 и МС-21, можно выделить нишу рынка гражданской авиации, наиболее востребованную в ближайшем будущем в России и за рубежом, то есть необходимо создать авиалайнер с вместимостью 80-100 пассажиров и дальностью полета 3-5 тыс. км. Следовательно, востребованным может стать среднемагистральный пассажирский самолет умеренной пассажировместимости. Для создания конкурентоспособного авиалайнера в данной размерности предлагается рассмотреть концепцию Перспективного авиационного комплекса гражданской авиации (ПАК ГА).

Концепция подразумевает комбинированную аэродинамическую схему, совмещающую преимущества нормальной балансировочной схемы и схемы «Летающее крыло» (см. рис. 1).

Фюзеляж самолета выполнен несущим и плавно сопряжен с центропланом, который имеет развитый хвостовой наплыв, включающий в себя полноценный двухсекционный руль высоты. Оптимальное соотношение размера хвостового наплыва и руля высоты позволяет обеспечить балансировку и управляемость в канале тангажа без использования S-образных аэродинамических профилей, необходимых схеме «Летающее крыло». Наличие полноценного руля высоты позволяет включить в состав механизации крыла щелевые закрылки. Отсутствие классического горизонтального оперения снижает лобовое сопротивление. К несущему фюзеляжу, интегрированному в центроплан, пристыковываются отъёмные части крыла (ОЧК) большого удлинения, оканчивающиеся гребневыми законцовками для снижения индуктивного сопротивления. Применение суперкритических аэродинамических профилей большой относительной толщины обеспечивает большие строительные высоты в агрегатах планера, что способствует снижению массы силовых элементов. Конструктивно-силовая схема крыла-преимущественно моноблочная.

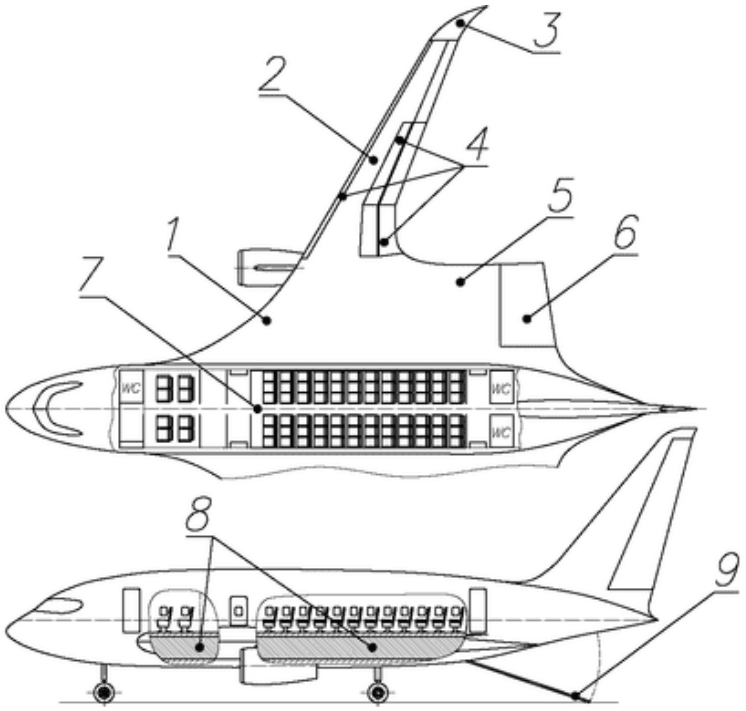


Рис. 1. Комбинированная аэродинамическая компоновка:
1 - центроплан; 2 – ОЧК (отъёмная часть крыла);
3 - гребневая аэродинамическая законцовка; 4 - элементы механизации крыла;
5 - развитый хвостовой наплыв; 6 - двухсекционный руль высоты;
7 - пассажирский салон; 8 - грузовой отсек; 9 - створка люка грузового отсека

Возможно широкое применение в конструкции композиционных материалов и технологии вакуумной инфузии для изготовления, например, ОЧК, центроплана, элементов оперения (см. рис. 2).

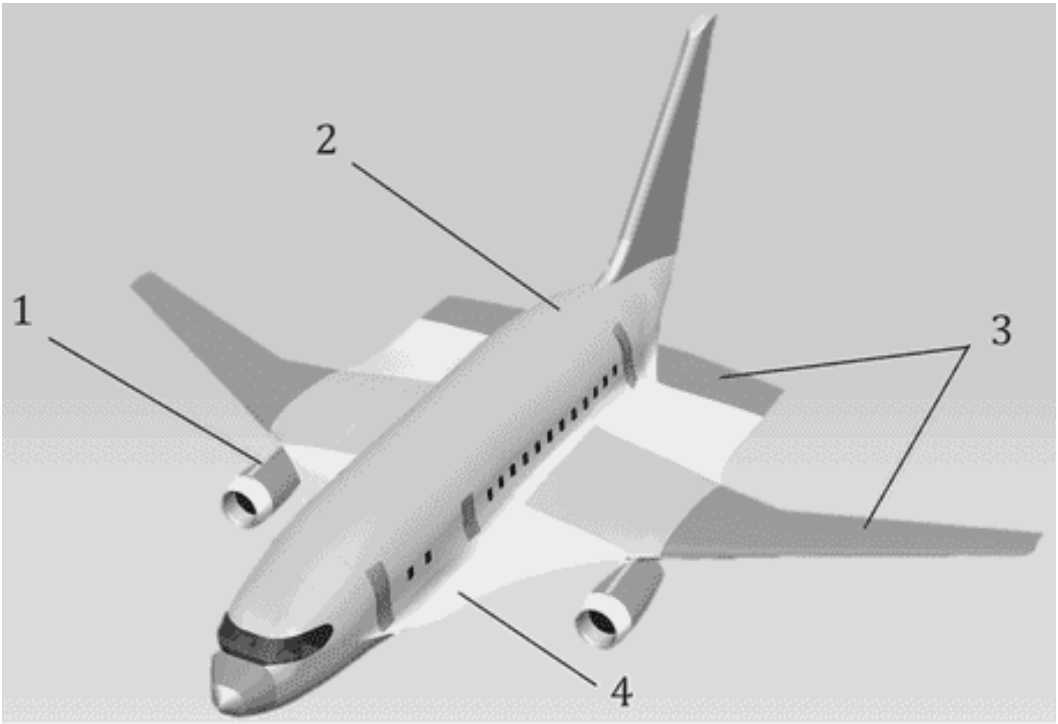


Рис. 2. Вариант распределения материалов для конструкции ПАК ГА:
1 - титановые сплавы; 2 - алюминиевые сплавы; 3 - углепластики; 4 - стеклопластики.

Пассажирский салон отличается от современных вариантов более широким проходом между креслами, размещенными по схеме «3+3», увеличенным размером иллюминаторов, верхними багажными полками повышенной вместительности, что повышает уровень комфорта на борту. Безопасное покидание самолета за 90 секунд обеспечивается за счёт наличия основных и аварийных выходов, размещённых по бортам фюзеляжа. Грузовой отсек размещён в нижней части центроплана и способен вмещать багаж и стандартные грузовые контейнеры. Силовая установка самолета может состоять из двух отечественных ТРДД нового поколения ПД-8, размещенных на пилонах под крылом для удобства эксплуатации (см. рис. 3).

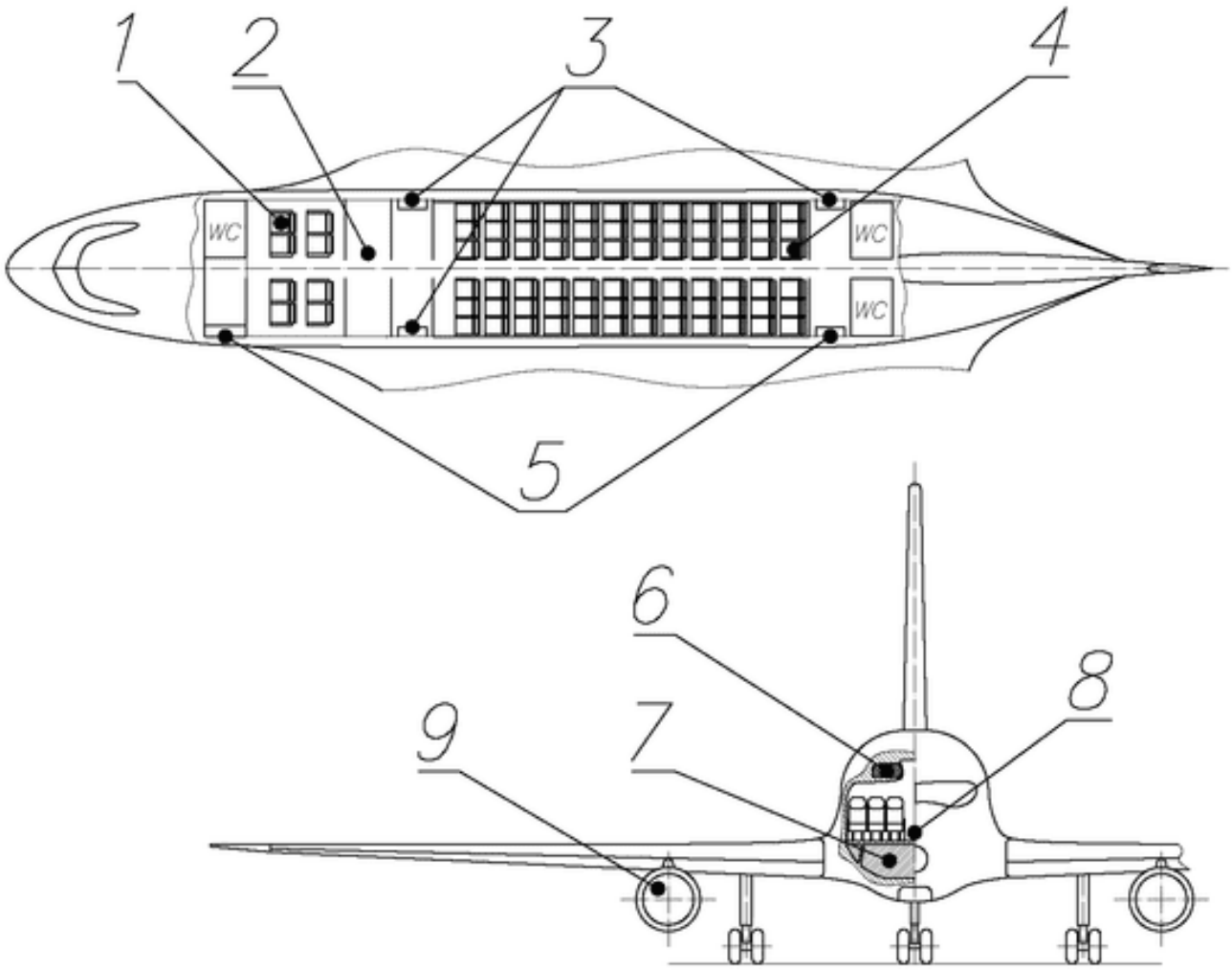


Рис. 3. Компоновочные особенности концепции ПАК ГА:
1 - пассажирский салон бизнес класса со схемой размещения кресел «2+2»;
2 - бортовая кухня; 3 - аварийные выходы; 4 - пассажирский салон
экономического класса со схемой размещения кресел «3+3»; 5 - основные выходы;
6 - верхние багажные полки повышенной вместимости; 7 - грузовой отсек;
8 - проход увеличенной ширины; 9 - отечественные ТРДД
(турбореактивные двигатели двухконтурные) нового поколения.

Система регистрации и передачи полетных данных обеспечит постоянный обмен информацией между самолетом и наземным постом приема и обработки данных, который будет регистрировать возникающие отказы в реальном масштабе времени и выдавать экипажу необходимую информацию в аварийных ситуациях, что повысит безопасность

полёта и обеспечит более индивидуальный и гибкий подход к эксплуатации и ремонту авиалайнера за счёт сбора и анализа данных о нагрузках и ресурсе конструкции каждого воздушного судна.

В целях предварительного анализа характеристик устойчивости и управляемости на взлётнопосадочных режимах в рамках концепции ПАК ГА была спроектирована и построена радиоуправляемая модель лайнера в масштабе 1:30 (см. рис. 4). Для дистанционного управления модель оснащена бортовым радиоприёмником, работающим на частоте 2,4 ГГц. Для отклонения аэродинамических органов управления используются электрические сервоприводы. В состав силовой установки входят два бесколлекторных электродвигателя и литий-полимерные аккумуляторы в качестве элементов бортового питания.

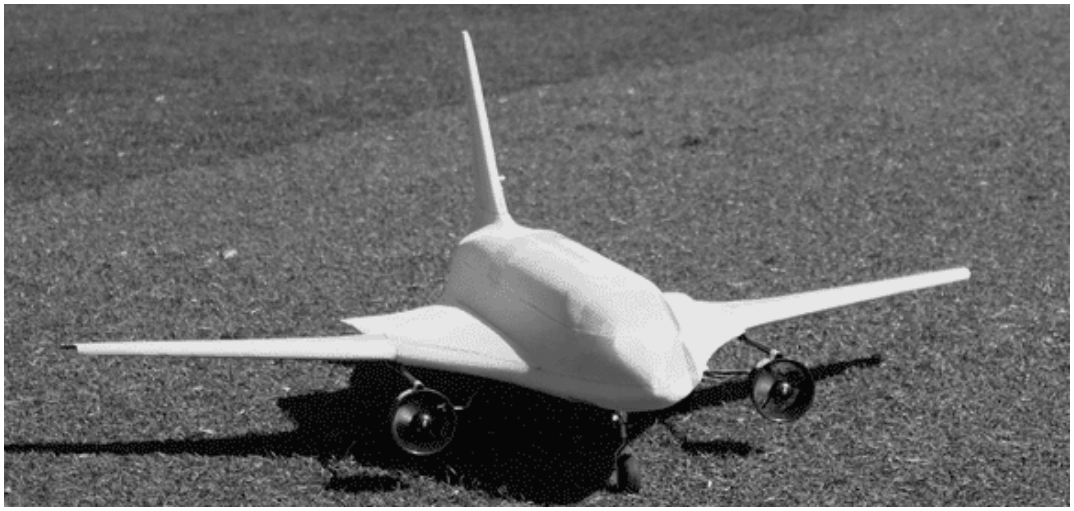


Рис. 4. Летающая модель лайнера по концепции ПАК ГА.

Успешные испытания модели (см. рис. 5) подтвердили принципиальную возможность создания пассажирского самолета подобной компоновочной схемы, обеспечивающей в среднем 20-ти процентный прирост аэродинамического качества, что в совокупности с перспективной силовой установкой значительно повысит топливную эффективность, снизит себестоимость эксплуатации и обеспечит конкурентоспособность данного авиационного комплекса.

Рис. 5. Первый полет модели лайнера по концепции ПАК ГА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Арутюнов А.Г. Перспективы создания семейства высокоэффективных авиалайнеров с аэродинамической схемой «летающее крыло» //Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 173.

2. Классификация парка гражданских самолётов в СССР. [Электронный ресурс].
URL: http// www.ru.wikipedia.org/

3. Современные самолеты местных авиалиний. [Электронный ресурс].
URL: http// www.airwar.ru/

4. Прогноз развития рынка авиаперевозок 2014 – 2033 гг. [Электронный ресурс].
URL: http// www.avia.pro/

PROMISING AVIATION COMPLEX OF CIVIL AVIATION

Kudryashov V.A.
Labidoxromis@yandex.ru
(Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow)

In this paper, it is proposed to consider the concept of a Promising aviation complex of civil aviation (PAC CA). The article presents some design and layout features of a passenger aircraft designed within the framework of the PAC CA concept and the prospects for further development of this concept.

УДК 678.5.067

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ МНОГОСЛОЙНЫХ ПЛАСТИН С УДАРНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ

Кузнецов М.Е., Беззаметнов О.Н., Носов Д.А.
mis-kuznetsov@yandex.ru
Научный руководитель: В.И. Митряйкин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: Отработана методика нанесения ударных повреждений по образцам различных полимерных композиционных материалов ПКМ на копре с вертикально падающим грузом. Проведен анализ области повреждения при помощи контрольно-измерительной машины с лазерной сканирующей головкой. Проведено исследование внутренней структуры образцов композиционных материалов, с использованием современных методов неразрушающего ультразвукового и томографического контроля. Проведено испытание пластин с повреждениями на сжатие, получены значения критических нагрузок потери устойчивости, исследовано напряженно-деформированное состояние различными методами.

Введение

Исследования, направленные на изучение прочностных характеристик композиционных материалов после воздействия низкоскоростного удара, включающие в себя моделирование напряженно деформированного состояния, подкрепленные экспериментальными данными с использованием систем неразрушающего контроля, могут позволить получить достоверные результаты при проектировании конструкций из ПКМ.

С целью выявления ударных повреждений композиционных обшивок применяются визуальные и инструментальные методы контроля. Визуальному осмотру подвергается вся поверхность агрегата, критические места конструкции, ударное повреждение которых может

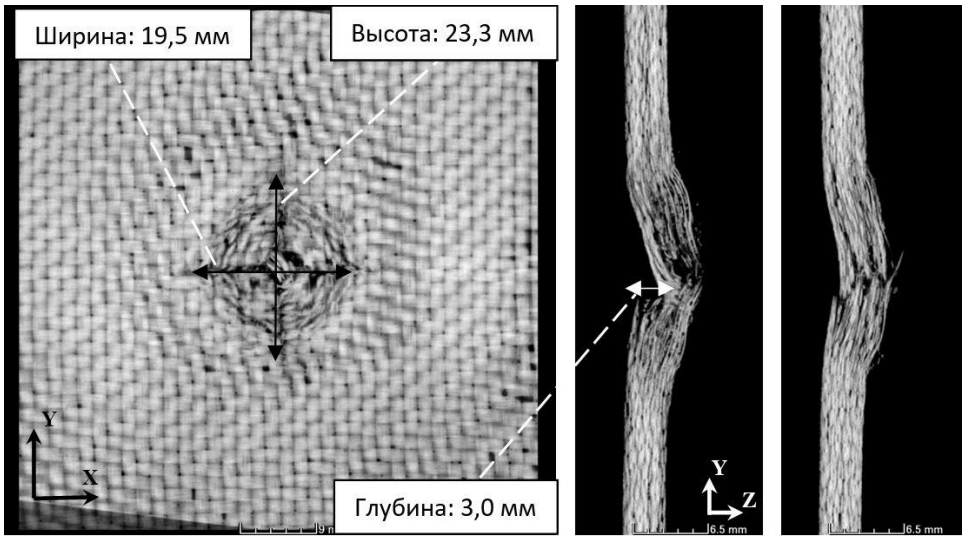
привести к разрушению агрегата в процессе эксплуатации, подвергаются осмотру с привлечением современных систем неразрушающего контроля.

Теоретические и экспериментальные исследования показывают, что что для ПКМ размеры внутренних повреждений слоев могут значительно превышать визуально обнаруживаемые размеры вмятин [1], [2]. Поэтому удары даже небольшой энергии могут существенно повлиять на внутреннюю структуры конструкции и способствовать образованию трещин, расслоений, разрывы волокон и т.д. С этой целью в работе для определения размеров ударных повреждений различных образцов из ПКМ, применяли ультразвуковой контроль и рентгеновскую компьютерную томографию.

Основная часть

В качестве объектов исследования были выбраны образцы ПКМ на основе тканей различной природы и схем переплетений армирующего материала, среди которых стеклоткани, углеткани, кевлар и высокомолекулярный полиэтилен полотняного (направление волокон 0°/90°), саржевого (0°/90°), рогожа (0°/90°) и мультиаксиальной (±45°) типами переплетения. Ударное воздействие на образцы осуществлялось с помощью ударной машины с вертикально-падающим грузом (копр) Instron Dunatup 9250HV. Испытательная машина оснащена высокочувствительным пьезометрическим датчиком нагрузки с ударным наконечником диаметром 16 мм, который регистрирует нагрузку с точностью ±1% от измеряемого диапазона и линейностью 0,2%. Сущность метода заключается в повреждении образца ударом свободно падающего груза с наконечником полусферической формы с различными величинами энергии. При этом регистрировались: энергия инициации повреждения, поглощённая энергия и максимальная нагрузка при ударе. В качестве первичной оценки механических повреждений образцов проводили измерение геометрических характеристик вмятины при помощи инструментированных методов контроля. Размер отпечатка фиксировался сразу после удара и через 7 дней для измерения релаксации материала. Глубину вмятины измеряли первоначально цифровым толщиномером, а полную геометрию повреждения изучали координатно-измерительной машиной (КИМ) CimCore 5100 INFINITE 2.0 с лазерной сканирующей головкой Perceptron Scan Works. Все образцы после нанесения удара исследовались на наличие расслоений и повреждений ультразвуковым комплексом неразрушающего контроля Olympus OmniScan MX2 с фазированным пьезоэлектрическим преобразователем (ФПЭП) частотой 3.5 МГц (64 элемента). Послойный анализ повреждений проведен с использованием системы промышленной микротомографии Phoenix V|Tome|X S240. Были получены томограммы зоны повреждения в двух плоскостях. На рис. 1 представлены томограммы образцов стеклопластика серии С-4. В образце наблюдаются радиальные разрушения от произведённого удара, трещиноватость, разуплотнение вдоль слоёв материала и полное разрушение вблизи к центру произведённого удара.

Испытание образцов на сжатие после удара проводилось на электромеханической универсальной испытательной машине Instron 5882 (100 кН). Нагружение образцов осуществлялось с постоянной скоростью 2 мм/мин, при этом регистрировалась зависимость между нагрузкой P и перемещением траверсы Δl (диаграмма деформирования). По окончании испытаний оценивали характер, область и местоположение разрушения. При обработке полученных экспериментальных данных были построены диаграммы зависимости нагрузки при сжатии от энергии удара. На рис. 2 представлена диаграмма падения критической нагрузки образцов ПКМ различной природы армирующего материала. Динамика падения несущей способности образцов углепластика оказалась максимальной. Минимальное падение нагрузки при сжатии показали образцы кевларопластика и высокомолекулярный полиэтилен, однако несущая способность таких материалов существенно ниже, чем образцы углепластика и стеклопластика.



а *б* *в*

Рис. 1 – Томограммы образца стеклопластика С-4: *а*) по оси XZ; *б*) сечение по оси YZ в месте удара; *в*) 3 мм от удара

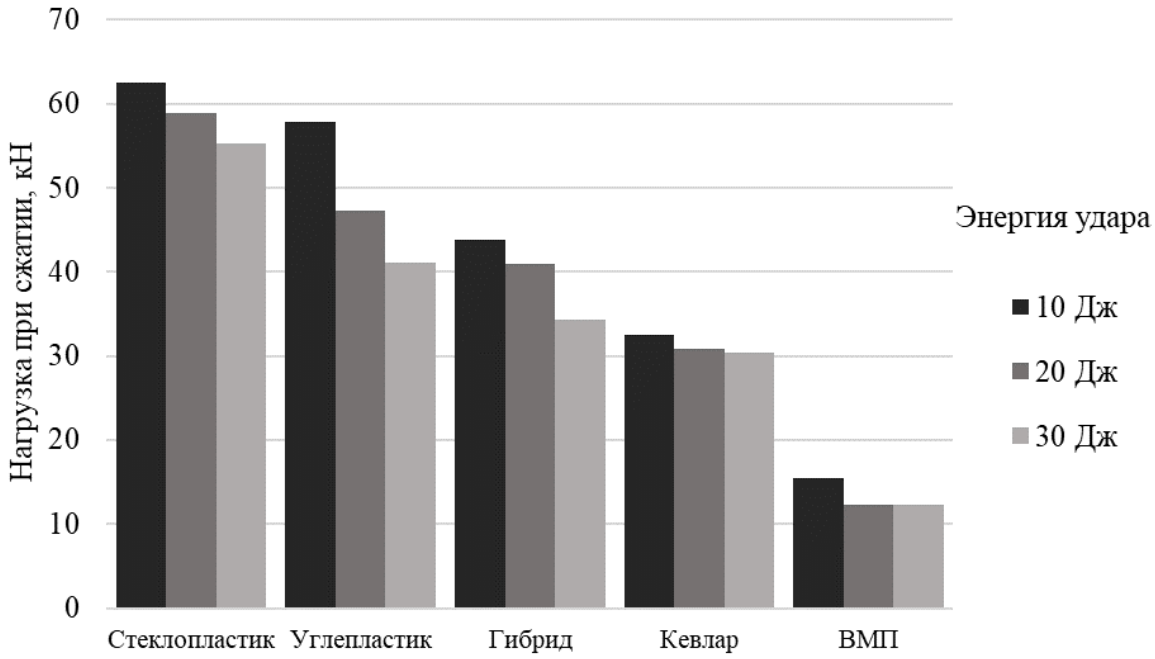
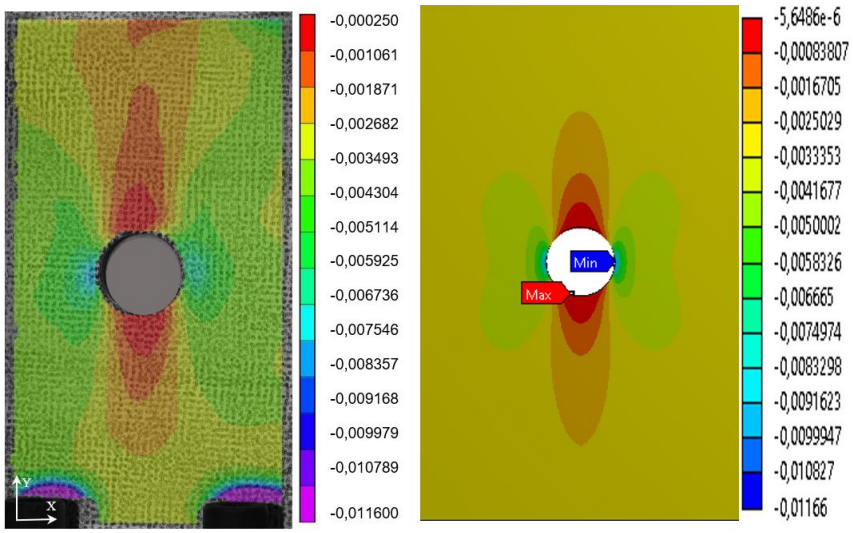


Рис. 2 - Диаграммы зависимостей критической нагрузки при сжатии от энергии удара

Далее был проведен тестовый расчет напряженно-деформированного состояния пластин с отверстием методом конечных-элементов. Для подтверждения расчётной методики были проведены испытания образцов на сжатие с заданным размером отверстия.



а *б*

Рис. 3 – Эпюра распределения деформаций вдоль оси Y образца
(диаметр отверстия – 20 мм)

Измерение модуля упругости образцов проводилось при помощи бесконтактной системы измерения деформаций Correlated Solutions VIC-3D, работающая по методике корреляции цифровых изображений. Данная система, так же, позволила оценить распределение деформаций на поверхности образца при нагружении и сравнить с расчетом. На рис. 3 представлены эпюры распределения деформаций вдоль оси Y образцов углепластика с диаметром отверстия 20 мм перед разрушением: *а* – по результатам измерений системы VIC-3D, *б* – расчетная КЭ модель.

Выводы

В ходе данного исследования была отработана методика нанесения ударных повреждений по образцам различных ПКМ на копре с вертикально падающим грузом. Проведено исследование внутренней структуры образцов при помощи современных методов неразрушающего ультразвукового и томографического контроля. Приведены результаты испытаний на сжатие пластин из различных материалов с повреждениями. Установлены зависимости падения несущей способности образцов, имеющих различную природу и тип переплетения армирующего материала. Разработана методика расчета напряженно-деформированного состояния пластин с эквивалентным отверстием при сжатии методом конечных элементов. Определены деформационные характеристики образцов с повреждениями при сжатии оптической системой измерения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 19-08-00577).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бойчук А.С., Генералов А.С., Далин М.А., Степанов А.В. Неразрушающий контроль технологических нарушений сплошности Т-образной зоны интегральной конструкции из ПКМ с использованием ультразвуковых фазированных решеток // Журнал «Все материалы. Энциклопедический справочник». – М., 2012. – №10. – С. 38–44.

2. Bezzametnov O.N., Mitryaykin V.I., Khaliulin V.I.1, Statsenko E.O. Investigation of Composite Materials Impact Damage by a Computer Tomography // Key Engineering Materials Vol. 822, pp 362-370, 2019.

STUDYING OF STRENGTH OF MULTILAYER PLATES WITH IMPACT DAMAGE

Kuznetsov M., Bezzametnov O., Nosov D.
mis-kuznetsov@yandex.ru
Supervisor: V. Mitryaykin, Doctor of Engineering Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: Impact testing method using vertical impact machine for various polymer composite materials is established. Damage area is analyzed using measuring machine with laser scanning head. Internal structure of composite material samples was inspected by ultrasonic control and tomography. The authors performed CAI tests and determined critical loads, studied stress-strain behavior using various methods.

УДК 629

АНАЛИЗ КРИТЕРИЕВ ПОДОБИЯ ДЛЯ МОДЕЛЬНОГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Ледянкин М.А.
maledyankin@gmail.com
Научный руководитель: С.А. Михайлов, д.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В работе представлены результаты исследования, позволяющего оценить возможности выполнения критериев подобия для модельного винта вертолета в рамках возможностей аэродинамической трубы Т-1К КНИТУ-КАИ.

В основе экспериментальной аэрогидродинамики лежит теория подобия, которая позволяет определить аэрогидродинамические характеристики натурных объектов путем исследований подобных физических процессов. Считается, что физические процессы подобны, если соблюдается геометрическое подобие систем, в которых они протекают, и в сходных точках пространства в сходственные моменты времени все размерные параметры, которые имеют одинаковый физический смысл и размерности подобны [1].

Условия физического моделирования можно получить как путем анализа размерностей физических величин, так и на основании исследования уравнений движения. Метод анализа размерностей, основанный на понимании физической сущности явления и выделении определяющих факторов, позволяет получить критерии подобия и структурные соотношения для перехода от результатов модельных исследований к натурным объектам при обтекании тел безграничным потоком. Обычно рассматривают три составляющих подобия в эксперименте: геометрическое, кинематическое и динамическое.

Возможность обеспечения полного или частичного подобия задача довольно непростая [2-4]. Особенно это касается выполнения условий упруго-динамического подобия модельных винтов вертолета.

Геометрическое подобие. Геометрическое подобие двух тел обеспечивается, когда и модель, и натурный объект одинаково ориентированы в пространстве относительно потока, и когда размеры модели определяются по сходственным размерам натурного объекта простым умножением на постоянный множитель константу масштаба $k_L = L_1 / L_2$, где L_1 – характерный размер натурного объекта, L_2 – характерный размер модели[1].

[1] Далее по тексту индексы 1 или 2 при параметрах указывают на принадлежность параметра к натуре или модели соответственно.

Для вертолета в качестве характерного размера примем радиус лопасти несущего винта (далее винта), тогда $k_L = R_1 / R_2$, где R_1 – радиус лопасти натурного винта, R_2 – радиус лопасти модельного винта.

Величину R_2 можно определить исходя из условий размещения модели винта в аэродинамической трубе. Основное требование, которое предъявляется к модели винта вертолета, состоит в том, чтобы она полностью находилась в зоне невозмущенного течения в рабочей части аэродинамической трубы. С учетом этого должны быть выбраны соответствующие размеры модели. Физические исследования модельного винта вертолета предполагается проводить в аэродинамической трубе Т-1К. Которая известна в России, как одна из лучших по качеству потока промышленных аэродинамических труб. Эта труба малых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью аналогична трубе Т-5 ЦАГИ.

Труба малых скоростей Т1-К, замкнутого типа, с открытой рабочей частью и обладает следующими характеристиками:

- диапазон скоростей потока от 10 до 50 м/с;
- степень начальной турбулентности потока ± 0,3%;
- диаметр рабочей зоны 2,25 м;
- ядро невозмущенного потока 1,9 м;
- мощность 300 кВт.

Рисунок 8. Аэродинамическая труба Т-1К

В ходе многолетней эксплуатации аэродинамической трубы малых скоростей Т1-К были сформированы требования к геометрическим размерам исследуемых моделей [5-8]. В данном случае значение радиуса модельного винта можем принять меньшим или равным 800 миллиметрам. Таким образом, зная радиус лопасти натурного винта вертолета, выбор значения k_L не представляет трудностей.

Кинематическое подобие. Обеспечивается, если в геометрически подобных потоках их скорости в сходственных точках потока в сходственные моменты времени пропорциональны. Для винта вертолета это означает, что векторы воздушных скоростей натуры $\mathbf{V_1}$ и $\mathbf{V}_2$ модели, набегающие на произвольный элемент лопасти должны быть одинаковы на одинаковом азимутальном положении ψ. Для винта вертолета возможно в том случае, когда окружная скорость концов лопастей натуры $U_1 = \omega_1 R_1$ и модели $U_2 = \omega_2 R_2$ будут равны. Это возможно только в случае, если $\omega_2 = \omega_1 \cdot k_L$, коэффициент масштаба времени будет $k_t = 1/k_L$. Таким образом, коэффициент масштабности скоростного

напора k_q, определяющий кинематическое подобие, будет равным единице, но только при более быстром течении времени при исследовании модели. Равенство скоростных напоров модели и натуры позволяет автоматически получить подобие по числу Маха.

Число Маха. Числом Маха называется отношение скорости набегающего потока V_∞ к скорости звука a:

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a}. \quad (1)$$

Число Маха является критерием, оценивающим влияние сжимаемости воздуха при больших скоростях. Равенство чисел Маха натуры и модели $M_{\infty 1} = M_{\infty 2}$ указывает на тождественность потоков в отношении влиянии сжимаемости.

Динамическое подобие: Может быть обеспечено, если силы, действующие на сходственные элементы геометрически подобных тел при их обтекании кинематически подобными потоками пропорциональны. В потоке может одновременно действовать множество сил различной природы, а следовательно, условий подобия может быть несколько. Это означает, что для каждой из разнородных сил может быть свое условие динамического подобия.

Аэродинамические силы. Число Рейнольдса является важнейшим понятием в современной аэродинамике. Оно оценивает силы вязкости, тормозящие движение жидкости. Так как воздух является весьма вязкой жидкостью, то учет влияния сил вязкости очень важен для перехода от модели к натуре. Все аэродинамические коэффициенты являются функцией числа Рейнольдса. Влияние числа Рейнольдса на эти коэффициенты часто называют «Масштабным эффектом».

Число Рейнольдса $R_e = \frac{VL}{\nu}$, где L – характерный размер, ν – кинематический коэффициент вязкости. Тогда для натурного и модельного винтов вертолета должно выполняться условие:

$$\frac{V_1 L_1}{\nu_1} = \frac{V_2 L_2}{\nu_2}. \quad (2)$$

Вследствие того, что в экспериментальных исследованиях планируется применить аэродинамическую трубу открытого типа, а так же обеспечить подобие по числу Маха, тогда должно выполнятся условие:

$$L_1 = L_2. \quad (3)$$

Данное условие не выполнимо в аэродинамической трубе Т1-К. Следовательно, обеспечить подобие по числу Рейнольдса в данном случае невозможно.

Массовые силы (центробежные и инерционные): Для оценки корректности масштабирования массовых сил введем понятие коэффициента масштабности погонной массы или иногда называемой распределенной по длине:

$$k_m = \frac{m_1}{m_2} = \frac{L_1^2 \cdot \rho_1}{L_2^2 \cdot \rho_2} = k_L^2 \cdot k_\rho. \quad (4)$$

При одинаковой плотности материалов натуры ρ_1 и модели ρ_2 масштабность значений погонной массы равна k_L^2. Проверим это на важнейших составляющих массовых сил, действующих на винте вертолета.

Центробежные силы. Формула для определения погонной центробежной силы, в осях систем координат связанной с вращающейся лопастью винта, общеизвестна и опубликована во многих изданиях. Пучть опорной плоскостью для системы координат будет плоскость вращения лопасти при отсутствии взмаха. Начало системы координат O расположено в центре втулки винта, а ось Oz проходит вдоль оси жесткости лопасти и вращается по углу азимуту вместе с ней. Ось Ox направлена против вращения винта, а ось Oy параллельна валу винта. Тогда для лопасти натурного винта погонная центробежная сила запишется следующим образом:

$$f_{z1} = m_1 \cdot \omega_1^2 \cdot z_1, \tag{5}$$

где m_1 – погонная масса сечений натурной лопасти, ω_1 – угловая скорость вращения вала натурного винта, z_1 – координата рассматриваемого сечения натурной лопасти.

Перейдем к модельной лопасти, где $m_2 = m_1 / k_L$, $\omega_2 = \omega_1 \cdot k_L$, тогда:

$$f_{z2} = \frac{m_1}{k_L^2} \cdot \left(\omega_1 \cdot k_L\right)^2 \cdot z_2, \tag{6}$$

Сократим на k_L^2, получим

$$f_{z2} = \frac{m_1}{k_L^2} \cdot \left(\omega_1 \cdot k_L\right)^2 \cdot z_2, \tag{7}$$

Очевидно, что погонные центробежные силы подобны, так как z_1 и z_2 геометрически подобны.

Инерционные силы махового движения. В данном случае погонные силы инерции определяются произведением массы на ускорение. Рассмотрим плоскость взмаха лопасти, тогда:

$$f_{y1} = m_1 \cdot a_1, \tag{8}$$

где a_1 – ускорение моделируемого сечения лопасти.

Перемещения y_1 элементов лопасти винта вертолета по времени t являются периодическим. Это позволяет разложить их в ряд Фурье. В качестве примера рассмотрим только первую гармонику перемещений конца лопасти по азимуту $\psi = \omega_1 t$:

$$y_1 = a_{0_1} + a_{1_1} \cdot \cos \omega_1 t + a_{1_1} \cdot \sin \omega_1 t, \tag{9}$$

где a_{0_1}, a_{1_1}, a_{1_1} – коэффициенты разложения в ряд Фурье перемещений конца натурной лопасти[1].

Выполним двойное дифференцирование полученного выражения:

$$\ddot{y}_1 = \omega_1^2 \left(a_{1_1} \cdot \cos \omega_1 t + a_{1_1} \cdot \sin \omega_1 t\right). \tag{10}$$

Тогда силы инерции концевого элемента натурной лопасти можно выразить как:

[1] Второй индекс показывает на натурную лопасть.

$$f_{y1} = m_1 \cdot \omega_1^2 \left(a_{1_1} \cdot \cos\psi_1 + a_{1_1} \cdot \sin\psi_1 \right), \tag{11}$$

Аналогичную картину получим и для модели:

$$f_{y1} = m_2 \cdot \omega_2^2 \left(a_{1_2} \cdot \cos\psi_2 + a_{1_2} \cdot \sin\psi_2 \right), \tag{12}$$

Раскроем некоторые моменты, получим:

$$f_{y1} = \frac{m_1}{k_L^2} \cdot \left(\omega_1 \cdot k_L \right)^2 \cdot \left(a_{1_2} \cdot \cos\psi_2 + a_{1_2} \cdot \sin\psi_2 \right). \tag{13}$$

Выполни явное сокращение параметра k_L^2, и с учетом коэффициента масштаба времени k_t, получим подобие инерциальных сил махового движения натурной и модельной лопастей в подобный момент времени, определяемый углом азимута.

Упругое подобие. Задача определения коэффициента масштабности используется путь анализа размерности параметров, определяющих жесткости на изгиб в плоскостях взмаха EJ_x и отставания EJ_x, а также модуль кручения GJ_p элементов лопасти. В большинстве своем вертолетные лопасти можно вычислять по балочным моделям [9].

Пусть материал остается неизменным, тогда анализируя размерность моментов инерции, получим коэффициент масштабности упругого подобия:

$$k_s = k_L^4. \tag{14}$$

Таким образом, модельная лопасть должна обладать следующими упругими характеристиками по отношению к натурной:

$$\begin{aligned} EJ_{x2} &= EJ_{x1} / k_s; \\ EJ_{y2} &= EJ_{y1} / k_s; \\ GJ_{p2} &= GJ_{p1} / k_s. \end{aligned} \tag{15}$$

Заключение. Известно, что в потоке может одновременно действовать множество сил различной природы, и, следовательно, условий подобия может быть несколько. Это означает, что для каждой из разнородных сил может быть записано свое условие динамического подобия, то имеет место полное динамическое подобие. В данном случае для трубы Т-1К выполнение полного подобия возможно только для натурных винтов диаметром не более 1,6 метра вертолетных винтов диаметром. Для винтов больших диаметров тоже можно получить подобие практически по всем требуемым критериям кроме числа Рейнольдса.

С другой стороны, получить в реальности конструкцию, которая бы полностью удовлетворяла идеальному модельному винту, представляет большую трудность. Поэтому модельный винт[1] может быть получен путем подбора проектных параметров, минимизирующих следующую целевую функцию

$$\begin{aligned} f = {} & \alpha_1 \left(1 - \frac{m_2^p}{m_2} \right)^2 + \alpha_2 \left(1 - \frac{EJ_{x2}^p}{EJ_{x2}} \right)^2 + \\ & + \alpha_3 \left(1 - \frac{EJ_{y2}^p}{EJ_{y2}} \right)^2 + \alpha_4 \left(1 - \frac{GJ_{p2}^p}{GJ_{p2}} \right)^2 + \alpha_5 \left(1 - \frac{x_{м2}^p}{x_{м2}} \right), \end{aligned} \tag{16}$$

[1] Индекс М в целевой функции

где $\alpha_1 \div \alpha_5$ – весовые коэффициенты целевой функции, $x_{м2}$.– центр масс сечения модельной лопасти, индекс p относится к параметрам реальной проектируемой модельной лопасти.

Научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках исполнения обязательств по Соглашению номер 075-03-2020-051/3 от 09.06.2020 (номер темы FZSU-2020-0021)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Д.В. Назаров Экспериментальная аэродинамика: учебное пособие / А.Н. Никитин, Е.В. Тарасова. - Самара: Издательство Самарского университета, 2020. - 176 с.

2. Ю.А. Азаров, М.Ч.Зиченков, Ф.З. Ишмуратов, В.В. Чедрик «Методы проектирования композиционных динамически подобных моделей агрегатов самолета» - Ученые записки ЦАГИ, том XXXVII, №4, 2006 г.

3. В.А. Малютин "О разработке многоцелевой аэроупругой модульной модели". - Ученые записки ЦАГИ, том XL, №3, 2009 г.

4. Г.А. Амирьянц, В.Д. Вермель, Ф.З. Ишмуратов, А.Б. Кудряшов, О.А. Орлова, Д.С. Руденко "Проектирование упругоподобной модели, с использованием современных цифровых технологий Ученые записки ЦАГИ, том XLIII, №3, 2012 г.

5. Боженко А.Н., Пахов В.В «Исследование полей скоростей и турбулентностей потока модифицированной аэродинамической трубы Т-1К», Материалы Международной молодежной научной конференции "XXIV Тупорлевские чтения" (школа молодых ученых), Казань, 7-8 ноября 2019 года, том 1 стр. 17-20

6. Valiev M., Stepanov R., Pakhov V., Salakhov M., Zherekhov V., Barakos G.N. "Analytical and experimental study of the integral aerodynamic characteristics of low-speed wind turbines". The Aeronautical Journal Volume 118, Issue 1209, 1 November 2014, Pages 1229-1244

7. Stepanov R., Pakhov V., Bozhenko A., Batrakov A., Garipova L., Kusyumov A., Mikhailov S., Barakos G.N. "Experimental and numerical study of rotor aeroacoustics". International Journal of AeroacousticsVolume 16, Issue 6, 1 September 2017, Pages 460-475

8. Pakhov V.V., Fayzullin K.V., Denisov S.L. "Measuring the Acoustic Characteristics of a Helicopter Rotormodel in a Wind Tunnel Acoustical". Physics Volume 66, Issue 1, 1 January 2020, Pages 44-54

9. Girfanov, A.M., Ledyankina, O.A. "Simulation model of loads created by a hingeless helicopter rotor". Russian Aeronautics, 2015, 58(2), стр. 167–172.

ANALYSIS OF SIMILARITY CRITERIA FOR A MODEL HELICOPTER PROPELLER

Ledyankin Maxim

maledyankin@gmail.com

Supervisors: M. Mihailov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The paper presents the results of a study that makes it possible to assess the possibility of fulfilling the similarity criteria for a model helicopter propeller within the capabilities of the T-1K wind tunnel at KNITU-KAI.

УДК 62-404.1

УМЕНЬШЕНИЕ ВОРОНКИ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ЖИДКОСТИ – ПЕРВЫЕ ОПЫТЫ

Лунина У.В.
vodalunua@yandex.ru
Научный руководитель: В.В. Лебедев, д.т.н.
(Благотворительный фонд «Образование+»,МБОУ «Гимназия №5», г. Королёв)

Воронка в жидкости при вращении может привести к аварийной ситуации, если она появится в баке ракеты. Против воронки применяют специальные веерные пластины на дне бака у выходного трубопровода. Нужны ли эти пластины? В баке ракеты и без них достаточно устройств для уменьшения или полного устранения закрутки жидкости. Исследование только началось, но первые опыты подтвердили правильность выдвинутой гипотезы.

Конкурсный видеоролик [2]: https://youtu.be/kI5nNQcvz7M

При вращении жидкости в стакане в поле тяжести Земли поверхность жидкости искривляется. В сечении получается парабола. Точно также при вытекании воды из сосуда через отверстие внизу происходит закручивание жидкости, но форма поверхности более сложная. При взлёте ракеты топливо тоже вытекает через отверстие в нижней части бака. Топливо может закрутиться, тогда в двигатель попадёт газ, это приведёт к аварии, даже к взрыву ракеты. Чтобы топливо в ракете не закручивалось вокруг оси, внизу бака ставят специальные пластины, похожие на веер. Эти пластины препятствуют образованию вихря, поэтому топливо идёт прямо вниз к насосу, а потом к двигателю. Такие пластины хорошо видны на учебных макетах настоящих ракет, которые показывают школьникам на Дне открытых дверей в Московском авиационном институте.

Посмотрев на такое устройство, у меня появился вопрос: «Обязательно ли нужны такие антивихревые пластины?» Цель этой работы заключается в оценке другого устройства против закрутки жидкости в цилиндрическом стакане – обычной трубки.

Работа началась с создания экспериментальной установки. Для этого обычный стеклянный стакан строго цилиндрической формы был приклеен к вентилятору, который используется для охлаждения компьютера. Напряжение питания вентилятора 12 В при силе тока 0,12 А. Приклеить стакан нужно, чтобы он не слетел с вентилятора во время вращения. При небольшой скорости вращения установка может лежать на столе, а при большой её надо закрепить струбциной или винтами. Для электропитания был выбран источник постоянного тока ИПС-1. Оказалось, что напряжение 12В слишком большое, потому что стакан с водой вращается очень быстро. Вполне достаточно было 5-7 В для достижения скорости вращения 3-4 оборота в секунду. Исследование скоростных характеристик и зависимости формы воронки от частоты вращения – это предмет будущих исследований. Цель этой работы заключается в определении гипотезы и проверки правильности предположений.

Первый опыт был выполнен с целью демонстрации опасного для ракеты явления, когда образовавшаяся воронка касается дна сосуда, то есть бака. При малой скорости вращения воронка была мелкой, не касалась дна стакана. При большой скорости вращения или при малом объёме воды вершина параболы касалась дна стакана. Этим была доказана возможность наступления опасного для ракеты явления. В первых опытах форма воронки регистрировалась видеокамерой. Кадры из видеофильма позволили выбрать наиболее удачные моменты регистрации поверхности вращающейся жидкости. Скорость вращения сначала измерялась приближённо, составляла не более двух оборотов в секунду. Далее планируется электронная регистрация скорости вращения с помощью осциллографа и оптического датчика на основе фотодиода. Регулировка скорости вращения выполняется изменением напряжения питания на источнике тока ИПС-1 ручками «Грубо» и «Точно». Общий вид лабораторной установки с источником питания ИПС-1 показан на рис.1.

Рис.1. Общий вид лабораторной установки

На рис.2 показаны кадры из фильма, который регистрировал форму вращающейся вместе со стаканом жидкости. Практический результат совпал с теоретическим, в сечении наблюдалась парабола [1, с.104].

Рис.2. Демонстрация касания воронкой дна сосуда

Один из способов борьбы с образованием воронки заключается в помещении в стакан тонкой трубки. Ось трубки совпадает с осью стакана. Трубка тормозит вращение жидкости снаружи, а внутри полностью останавливает воду. Тормозящее действие трубки объясняется вязкостью жидкости. Чем больше вязкость, тем сильнее проявляется эффект торможения жидкости. Вязкие вещества сначала применять нет смысла, потому что нужно наладить работу созданной экспериментальной установки. После отработки экспериментов можно исследовать различные жидкости, как с большой вязкостью, так и с маленькой, по сравнению с вязкостью воды. Особой отработки требует регистрирующая и измерительная аппаратура.

Сначала опыт был выполнен с водой. Это показано на рис.3. Слева показана воронка без трубки, а справа видна значительно уменьшенная воронка с трубкой в центре. Трубка не

касается вращающегося стакана. Цель достигнута. Воронка уменьшилась за счёт тормозящего действия центральной трубки.

Рис.3. Торможение водяной воронки тонкой трубкой

Однако топливо ракеты – это не вода. Например, применяют керосин. Это тяжёлый углеводород с большими молекулами, больше, чем у воды. Вязкость керосина другая. Тяжёлые жидкости являются неньютоновскими, в них действуют особые реологические законы [1, с.480]. Относительное движение слоёв жидкости в этой работе не изучается, но вязкость среды демонстрируется в предлагаемой лабораторной установке. В школе керосин применять нельзя, поэтому опыт был повторен с оливковым маслом, которое более вязко, чем вода. На рис.4 виден похожий для воды результат. Но справа воронка почти исчезла. Вязкость оливкового масла так велика, что торможение от неподвижной трубки передалось почти всей жидкости, поверхность слегка прогнулась вниз. Значит, неподвижная трубка в центре стакана значительно уменьшает воронку при вращении жидкости. Такую трубку я предлагаю применить в баке ракеты.

Рис. 4. Повторение опыта с раскруткой и торможением оливкового масла

Самое интересное то, что не нужно устанавливать в баке ракеты специальный цилиндр, потому что он там уже есть. В баке ракеты есть элементы, которые выполняют тормозящее действие против закручивания жидкости: измерительные штанги и трубопроводы, не говоря о специальных пластинах внизу бака. В ракетах «Восток» и «Союз» сверху расположен бак окислителя, а снизу бак горючего. Через бак горючего, то есть керосина, идёт труба окислителя. Она-то и является тормозящей трубкой, не дающей образоваться воронке. В верхнем баке такой трубы нет, поэтому там нужна либо труба, либо прежние пластины. Также надо учитывать, что вязкость жидкого кислорода намного меньше вязкости керосина. Возможно, что в баках для жидких газов придётся применять тормозящие веерные пластины.

Для каждого вида жидкости требуется проведение специальных экспериментов по возможности уменьшения вращательной воронки.

Дополнительные элементы в баке ракеты показаны на рис.5.

Рис.5. Тормозящие раскрутку жидкости элементы внутри бака

Перспектива работы заключается в более подробном изучении процесса закрутки жидкости и определении необходимых размеров антизакруточной трубы. Кроме этого, потребуется учесть неньютоновские реологические свойства жидкости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Лойцянский В.Г. Механика жидкости и газа. Издание третье. - М.: Наука, Гл. изд-во физ.-мат. лит., 1970. – 904 с. – Ил.

2. Лунина У.В. Трубка против закручивания жидкости в баках. – Электронный ресурс (видеоролик 4:49): https://youtu.be/kI5nNQcvz7M

REDUCING THE FUNNEL OF A ROTATING LIQUID – THE FIRST EXPERIMENTS

Lunina U.

vodalunua@yandex.ru

Supervisors: V. Lebedev, Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor

(Charitable Foundation "Education+", Municipal budgetary educational institution "Gymnasium No. 5", the city of Korolev)

A funnel in the liquid during rotation can lead to an emergency if it appears in the rocket tank. Special fan plates are used against the funnel at the bottom of the tank at the outlet pipeline. Are these plates needed? There are enough devices in the rocket tank and without them to reduce or completely eliminate the swirling of the liquid. The study has just begun, but the first experiments confirmed the correctness of the hypothesis put forward.

УДК 004.942

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНИТЕЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ СРЕДСТВАМИ SOLIDWORKS

Макаров И.А., Алексеев К.А.
zooooooomm@yandex.ru
(Казанский национальный исследовательский
технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, Казань)

С общим развитием науки и техники требования предъявляемые к электрическим соединителям постоянно растут. Как следствие на разработку новых моделей соединителей требуется все больше времени. Применение систем автоматизированного проектирования для определения параметров будущего изделия является одним из способов сокращения времени разработки. В статье рассмотрена возможность определения прочностных характеристик упругого гнезда для соединителя типа 2РМТ средствами модуля SolidWorks Simulation.

Введение

Современные летательные аппаратах содержат большое количество различной аппаратуры. Это различное электрическое и электронное оборудование, средства радиолокации, радионавигации, связи, бортовые вычислительные машины и т. п.

Любая современная аппаратура содержит большое количество электротехнических изделий. Одним из самых распространённых и наиболее ответственных электротехнический изделий в составе любой аппаратуры являются электрические соединители. Отказ соединителя может значительно повлиять на работу оборудования вплоть до ее полного выхода из строя. Поэтому к конструкции и параметрам электрических соединителей предъявляют множество требований. В частности соединитель должен обладать определёнными электрическими параметрами, быть надежным, сохранять работоспособность подвергаясь воздействию механических и климатических воздействующих факторов.

Электрический соединитель в процессе эксплуатации в составе авиационного оборудования подвергается воздействию вибраций, ударных нагрузок, и различным климатическим воздействиям. Вибрации имеют место в течение всего полета при этом частота и амплитуда будут разными в зависимости от места расположения аппаратуры и типа самолёта. Ударные нагрузки возникают в основном при посадке и рулежке на земле. Состав и интенсивность климатических воздействий зависит от места эксплуатации самолета. Так при эксплуатации самолета в тропическом климате оборудование обычного исполнения будет поражено плесенью, грибками, микроорганизмами и быстро выйдет из строя.

Кроме того большое влияние на электрические параметры соединителей оказывает величина атмосферного давления. С увлечением высоты атмосферное давления понижается. Понижение атмосферного давления уменьшает электрическую прочность изоляции, что заставляет понижать рабочее напряжении и увеличивает вероятность электрического пробоя [1]. На сравнительно больших высотах из-за уменьшения плотности воздуха и слабого рассеивания тепла контакты электрического соединителя могут перегреваться и подгорать.

Электрические соединители это ответственный элемент авиационной аппаратуры. Требования, предъявляемые к ним будут только расти, а конструкция усложняться. Поэтому разработка новых прогрессивных конструкций соединителей требует использования систем автоматизированного проектирования для быстрого и эффективного определения параметров конструкции.

Основная часть

Основным элементом электрического соединителя являются электрический контакты. Они служат для периодического соединения и разъединения электрических цепей, кроме того это самый нагруженный элемент конструкции соединителя. Поэтому надежность работы электрического соединителя зависит от надежности его контактов.

Разработка конструкции нового электрического контакта или модернизация старой потребует произвести множество расчетов и испытаний для подтверждения требуемых характеристик. Применение системы автоматизированного проектирования для определения параметров конструкции электрического контакта позволит ускорить процесс его разработки или модернизации. Рассмотрим преимущества от применения инструментов системы автоматизированного проектирования SolidWorks при замене серийного электрического контакта соединителя 2РМТ.

Обычно разъемный контактный узел состоит из штыря, гнезда и упругого элемента, создающего контактное нажатие. Контактное нажатие обеспечивает электрический контакт между штырем и гнездом Упругий элемент может быть, как частью штыря или гнезда так и отдельным элементом. Серийный контакт соединителя типа 2РМТ состоит из штыря (рис.1) и гнезда с упругим элементом в виде пружины типа манжета (рис.2).

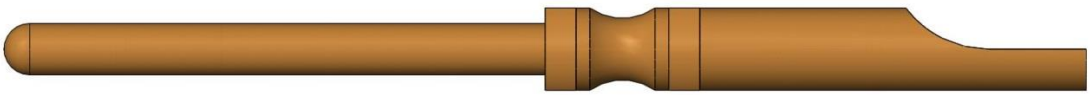


Рис.1. Серийный штырь

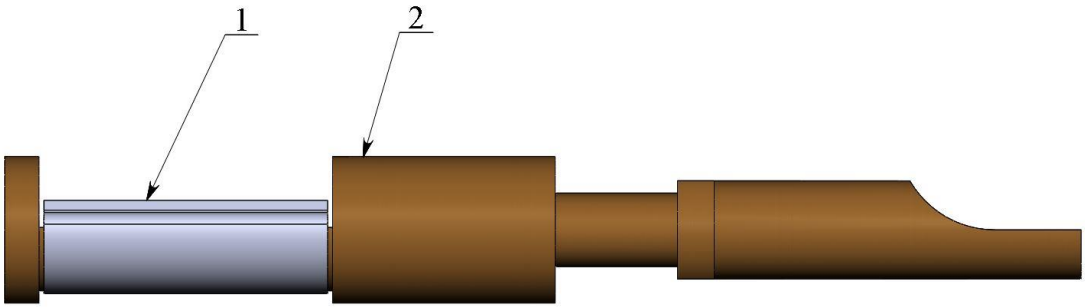


Рис. 2. Серийное гнездо
1 – пружина типа манжета, 2 – гнездо

Было предложено заменить серийное гнездо на упругое гнездо (рис. 3).

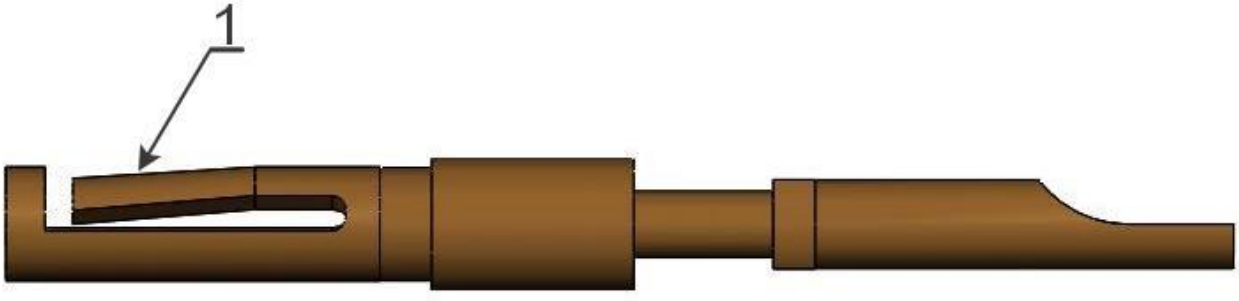


Рис. 3. Упругое гнездо
1 контактный лепесток

Контактная часть нового гнезда состоит из контактного лепестка создающего контактное нажатие и противодействующего лепестка, который выступает в качестве площадки контактирования штыря с гнездом и как следствие в нем возникает реакция опоры. Сумма сил создаваемых контактным и противодействующим лепестками равна величине контактного нажатия в контактной паре. Контактный лепесток наиболее нагруженный элемент конструкции нового гнезда поэтому необходимо убедится в том, что возникающие в нем напряжения не превышают предела текучести материала из которого он изготовлен.

Значения напряжений, возникающие в контактном лепестке, уже были ранее определены аналитическими методами. Этот расчет состоял из следующих этапов:

- определение контактного усилия контактного лепестка;
- определение момента инерции и момента сопротивления изгибу контактного лепестка;
- определение напряжений.

В этой работе напряжения возникающие в конструкции гнезда будут получены с помощью инструментов модуля SolidWorks Simulation. Для определения напряжений возникающих в контактном лепестке следует создать его геометрическую модель (рис. 4), а затем провести статический прочностной анализ модели с помощью инструментов модуля SolidWorks Simulation. В качестве исходных данных потребуется только значение контактного усилия упругого элемента.

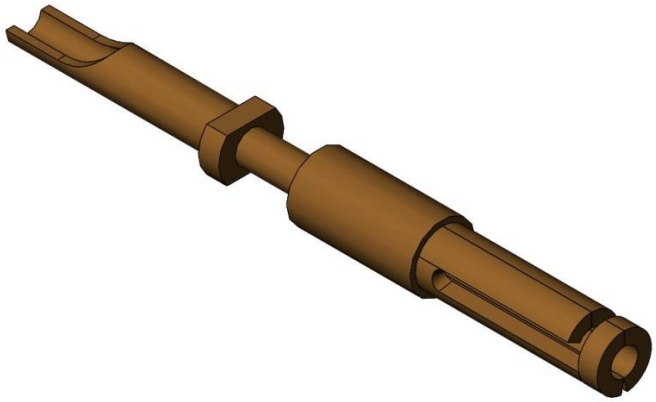
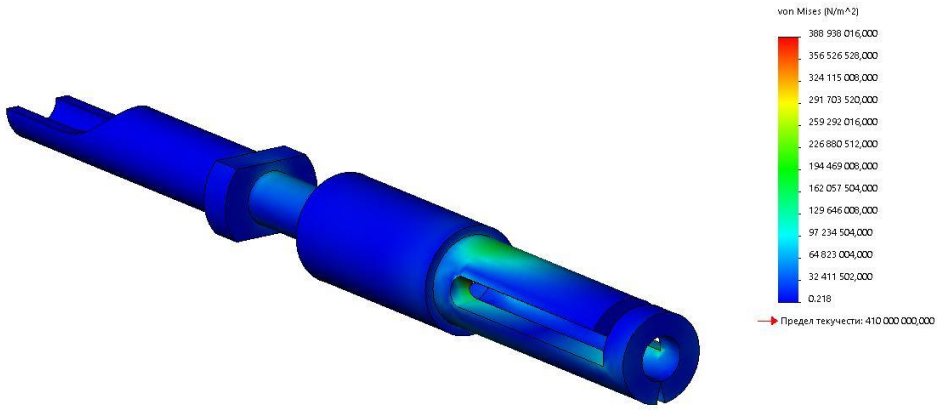


Рис. 4. Модель гнезда для анализа

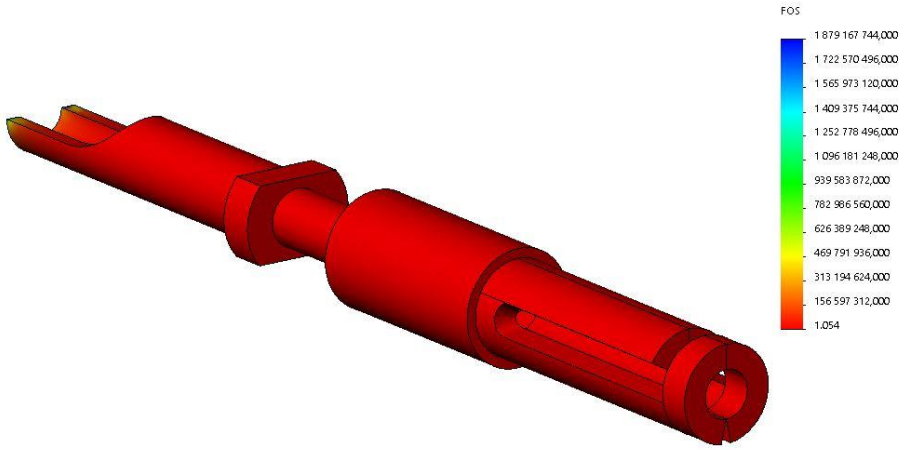
Статический прочностной анализ позволяет моделировать воздействие нагрузки на контактный лепесток, определять возникающие в нем напряжения, а так же коэффициент запаса прочности конструкции. Процесс создания инженерной модели в общем виде состоит из следующих этапов:

- задание материала модели;
- наложение закреплений на модель;
- задание типа, места и величины нагрузки;
- расчет и анализ результатов.

Результаты расчета будут представлены в виде эпюр напряжения (рис. 5а) и коэффициента запаса прочности (рис. 5б).



а



б

Рис. 5. Эпюры напряжения и коэффициента запаса прочности

Заключение

Согласно полученным результатам максимальное значение напряжения возникающего в контактном лепестке при приложении к нему контактного усилия составляет $389 \cdot 10^6$ Н/м^2, что не превышают предел текучести материала равный $410 \cdot 10^6$ Н/м^2. Значение напряжения, возникающего в контактном лепестке под воздействием контактного усилия, полученное аналитическими методами составило $387 \cdot 10^6$ Н/м^2. Разница между полученными значениями составляет примерно 0,5% следовательно расчет с помощью инструментов SolidWorks Simulation произведен верно.

Минимальный коэффициент запаса прочности гнезда при заданной нагрузке составил 1,054. Из чего следует вывод, что конструкцию необходимо доработать для увеличения запаса прочности. Например можно увеличить толщину контактного лепестка или использовать более жесткий материал.

Применение инструментов модуля SolidWorks Simulation позволяет:

- уменьшить стоимость изделия за счет исключения или уменьшения количества натурных испытаний;
- сократить время выхода изделия на рынок;
- улучшить качество изделия за счет выполнения большого количества вариантов перед принятием окончательного решения;
- уменьшить требования к квалификации инженера-расчетчика;
- отображать результаты расчета в простой и наглядной форме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Белоусов А. К. Савченко В. С. Электрические разъемные контакты в радиоэлектронной аппаратуре. Изд. 2-е, перераб. и доп.. М.. «Энергия», 1975. 320 с.

DETERMINING THE STRENGTH CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT CONNECTORS WITH SOLIDWORKS

Makarov I., Alekseev K.

zooooooomm@yandex.ru

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

With the general development of science and technology, the requirements for electrical connectors are constantly growing. As a result, more and more time is required to develop new connector models. The use of computer-aided design systems to determine the parameters of a future product is one of the ways to reduce development time. The article discusses the possibility of determining the strength characteristics of an elastic socket for a 2PMT connector using the SolidWorks Simulation module.

УДК 629.7.015.7

ВЛИЯНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

Михайлов Е.А., Федоров В.Б.

evgeniy-mihaylov-09@mail.ru, vbf64@mail.ru

(Южно-Уральский государственный университет, Челябинск)

В работе представлены результаты теоретического исследования по изменению кинематических параметров летательного аппарата, движущегося в атмосфере, с помощью перемещения центра масс. Изучено влияние параметров перемещения центра масс на углы крена и атаки.

Целью работы является изучение влияния перемещения центра масс (ЦМ) осесимметричного летательного аппарата (ЛА) конической формы для изменения углов атаки и крена с учетом ограничений, накладываемых на конструкцию ЛА, таких как величины максимальных перемещений ЦМ и скоростей перемещения ЦМ.

Рассмотрим влияние перемещения ЦМ ЛА вдоль оси y_o системы координат $x_o y_o z_o$, связанной с конструкцией ЛА, начало которой лежит в ЦМ, а оси параллельны осям симметрии ЛА x, y, z, как показано на рисунке 1.

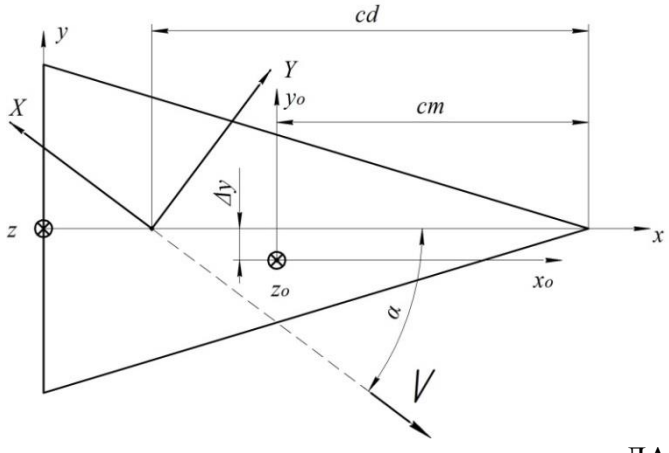


Рис. 1. Расчетная схема для анализа вращательного движения ЛА по углу атаки α

Уравнение вращательного движения ЛА относительно оси z_o имеет вид:

$$\varepsilon_i = -(cd - cm)\left[\left(C_y^i \cos\frac{\alpha_i \pi}{180} + C_x \sin\frac{\alpha_i \pi}{180}\right) + \Delta y_i \left(C_y^i \sin\frac{\alpha_i \pi}{180} - C_x \cos\frac{\alpha_i \pi}{180}\right) + m_{zo}^{\omega}\frac{\omega_i l}{V}\right]\frac{qS}{I_{zo}}, \quad (1)$$

где ε_i – угловое ускорение ЛА относительно оси z_o; $cd = 0,67$м – координата центра давления от носка ЛА вдоль оси x_o; $cm = 0,65$м – координата ЦМ от носка ЛА вдоль оси x_o; $C_y^i = C_y^{\alpha}\alpha_i$ – коэффициент подъемной силы, $C_y^{\alpha} = 0,1$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки α_i; $C_x = 0,235$ – коэффициент лобового сопротивления; Δy_i – перемещение ЦМ вдоль оси y_o, закон изменения которого имеет вид:

$$\begin{cases} \Delta y_i = V_{\Delta y}^{\max} t_{ycm}, t \in \left[0, t_{ycm}\right] \\ \Delta y_i = \Delta y_{\max}, t \in \left[t_{ycm}, \infty\right] \end{cases}, \quad (2)$$

$V_{\Delta y}^{\max} = 0,02$ м/с – максимальная допустимая скорость перемещения ЦМ вдоль оси y_o, $\Delta y_{\max} = 0,01$ м – максимальное допустимое перемещение ЦМ вдоль оси y_o, $t_{ycm} = 0,5$ с – время за которое происходит максимальное смещение $\Delta y_{\max}$; $m_{zo}^{\omega} = 0,13$ – коэффициент демпфирующего момента относительно оси z_o; $l = 1$ м – длина ЛА; $V = 300$ м/с – скорость полета ЛА; ω_i – угловая скорость ЛА относительно оси z_o; $q = 45$ кПа – скоростной напор; $S = 0,2$ м^2 – площадь миделя; $I_{zo} = 2$ кг$\cdot$м^2 – момент инерции ЛА относительно оси z_o.

Для решения уравнения (1) был применен метод конечных разностей. Угловая скорость на следующем шаге интегрирования определяется по выражению:

$$\omega_{i+1} = \omega_i + \varepsilon_i dt, \quad (3)$$

где $dt = 0,0005$ с – шаг интегрирования по времени.

Угол атаки на следующем шаге интегрирования вычисляется по выражению:

$$\alpha_{i+1} = \alpha_i + \omega_i dt. \quad (4)$$

Результаты численного решения уравнения (1) представлены на рисунке 2.

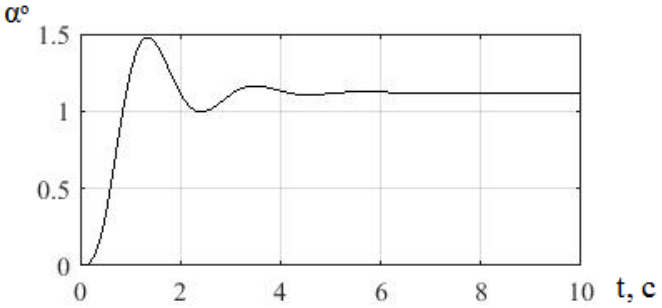


Рис. 2. Изменение угла атаки по времени $\alpha(t)$

Таким образом, балансировочный угол атаки равен $\alpha_k = 1,14°$, а время установления равновесия составило 8 с.

Далее рассмотрим движение ЛА по крену, с предварительно установленным балансировочным углом атаки $\alpha_k = 1,14°$. При смещении ЦМ на величины Δy и Δz ЛА будет совершать колебания вокруг оси x_o относительно положения равновесия определяемого углом γ_k (рисунок 3), который вычисляется по выражению:

$$\gamma_k^i = atan\left(\frac{\Delta z_i}{\Delta y_i}\right). \quad (5)$$

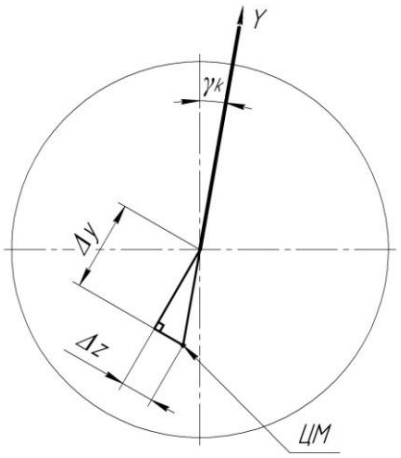


Рис. 3. Положения равновесия на угле крена γ_k

Колебания будут происходить в течение значительного времени в силу малости демпфирующего момента относительно оси x_o.

Анализ представленной в работе [1] модели движения ЛА по крену показал, что угол крена не останется постоянным в конце управления, т.к. в конечный момент времени угловая скорость вращения по крену $\omega_\gamma = 0$, но ускорение $\varepsilon_\gamma \neq 0$.

В этой работе движение ЛА по крену предлагается описывать уравнением имеющим вид:

$$\varepsilon_\gamma^i = C_y \frac{qS}{I_{xo}} yz_i \cdot \sin\left(\frac{\pi}{180}(\gamma_i - \gamma_k)\right), \quad (6)$$

где $C_y = C_y^\alpha \alpha_k$ – коэффициент подъемной силы; $I_{xo} = 1\ \text{кг}\cdot\text{м}^2$ – момент инерции ЛА относительно оси x_o; $yz_i \cdot \sin\left(\frac{\pi}{180}(\gamma_i - \gamma_k)\right)$ – плечо подъемной силы; yz_i – расстояние от центра давления до ЦМ в плоскости $y_o z_o$, определяемое по выражению:

$$yz_i = \sqrt{\Delta z_i^{\,2} + \Delta y^2}. \quad (7)$$

Угловая скорость вращения по крену на следующем шаге интегрирования определяется по выражению:

$$\omega_\gamma^{i+1} = \omega_\gamma^i + \varepsilon_\gamma^i dt, \quad (8)$$

Угол крена на следующем шаге интегрирования вычисляется по выражению:

$$\gamma_{i+1} = \gamma_i + \omega_\gamma^i dt. \quad (9)$$

В отличие от работ [1, 2] изменение величины смещения ЦМ Δz_i предлагается проводить не мгновенно, а за определенное время $t_{уст} = 0,5$ с, ограниченное максимально возможной скоростью перемещения ЦМ вдоль оси z_o равной $V_{\Delta z}^{\max} = \frac{\Delta z_{\max}}{t_{уст}} = \frac{0,005}{0,5}$. Также следует отметить, что в этой работе пренебрегается колебаниями ЛА по углам рысканья и атаки в связи с малостью приращений плечей подъемной силы и силы лобового сопротивления.

Равновесие на некотором угле γ_k при $\omega_\gamma = 0$ и $\varepsilon_\gamma = 0$ предлагается достигать при изменении Δz_i по закону, представленному на рисунке 4.

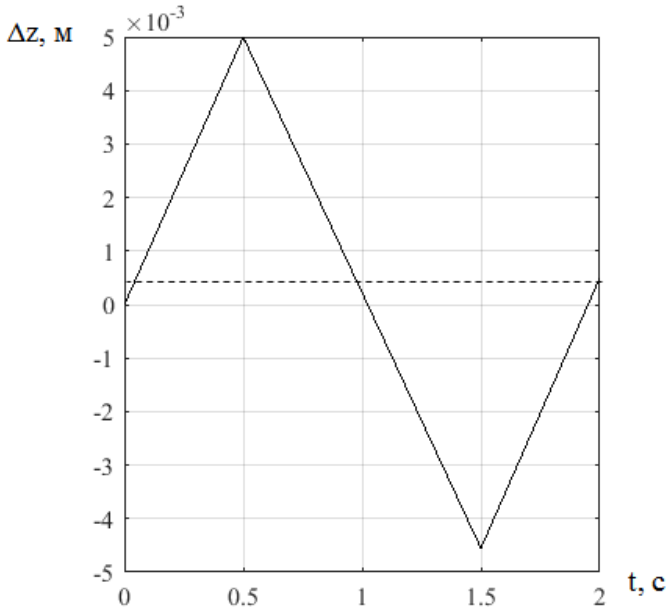


Рис. 4. Закон изменения перемещения Δz_i

Из графика на рисунке 4 видно, что на первом участке $t \in [0;0,5]$ перемещение Δz_i происходит линейно от нулевого значения до максимального значения $\Delta z_{\max}$ с максимальной скоростью по закону:

$$\Delta z_i = V_{\Delta z}^{\max} t_i. \tag{10}$$

На втором участке $t \in [0,5;1]$ перемещение Δz_i линейно уменьшается до некоторого значения перемещение $\Delta z_{t=1}$ так, чтобы $\varepsilon_\gamma^{t=1} = 0$, что не достижимо при $\Delta z_{t=1} = 0$. Таким образом, закон изменения Δz_i на втором участке примет вид:

$$\Delta z_i = \Delta z_{\max} - k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i, \tag{11}$$

где $k = 0,956-$ параметр, подбираемый итерационно для достижения условия $\varepsilon_\gamma^{t=1} = 0$.

На третьем участке $t \in [1;1,5]$ перемещение Δz_i линейно увеличивается по закону с параметром k как на втором участке:

$$\Delta z_i = \Delta z_{t=1} + k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i. \tag{12}$$

На последнем участке $t \in [1,5;2]$ перемещение Δz_i линейно уменьшается до значения $\Delta z_{t=1}$ с максимальной скоростью по закону:

$$\Delta z_i = \Delta z_{t=1,5} - V_{\Delta z}^{\max} t_i. \tag{13}$$

В результате за 2 с ЛА повернется по крену на угол $\gamma_k = 2,56°$ и останется в положении равновесия. Графики изменения угла крена γ, угловой скорости ω_γ и углового ускорения ε_γ представлены на рисунке 5.

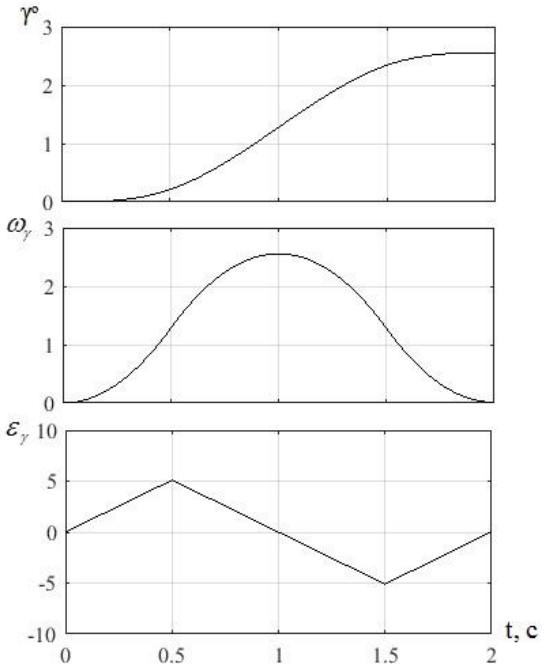


Рис. 5. Графики изменения угла крена γ, угловой скорости ω_γ и углового ускорения ε_γ

В этой работе также было проанализировано влияние максимального перемещения $\Delta z_{\max}$ на угол γ_k для различных скоростей перемещения ЦМ (рисунок 6). В точке 1 $\Delta z^1_{\max} = 0,005$ м, $V^{\max 1}_{\Delta z} = 0,01$ м/с; в точке 2 $\Delta z^2_{\max} = \Delta z^1_{\max}/2$, $V^{\max 2}_{\Delta z} = V^{\max 1}_{\Delta z}/2$; в точке 3 $\Delta z^3_{\max} = \Delta z^1_{\max}/4$, $V^{\max 3}_{\Delta z} = V^{\max 1}_{\Delta z}/4$; в точке 4 $\Delta z^4_{\max} = \Delta z^1_{\max}/2$, $V^{\max 4}_{\Delta z} = V^{\max 1}_{\Delta z}$; в точке 5 $\Delta z^5_{\max} = \Delta z^1_{\max}/4$, $V^{\max 5}_{\Delta z} = V^{\max 1}_{\Delta z}$.

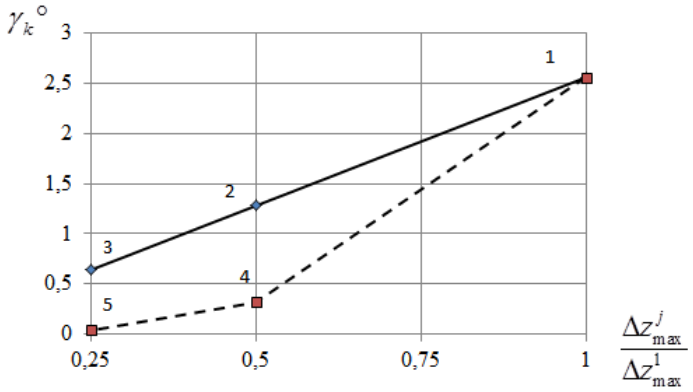


Рис. 6. $\gamma_k = f\left(\Delta z_{\max}\right)$ для различных скоростей перемещения ЦМ

Таким образом, в данном исследовании предложена методика изменения кинематических параметров ЛА, таких как α и γ с помощью перемещения ЦМ с учетом ограничений на максимально возможные перемещения $\Delta y_{\max}$, $\Delta z_{\max}$ и скорости перемещения ЦМ $V^{\max}_{\Delta y}$ и $V^{\max}_{\Delta z}$. Выявлено, что имеется линейная зависимость $\gamma_k = f\left(\Delta z_{\max}\right)$ при постоянном времени установки равновесия по крену и нелинейная зависимость при условии сохранения максимально возможной для конструкции ЛА скорости перемещения ЦМ $V^{\max}_{\Delta z}$.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание #FENU-2021-0014 (2021350ЛАБ)).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Афанасьев В.А. Пространственное управление беспилотным летательным аппаратом за счёт перемещения центра масс // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XIX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I. Самара, 15-17 июня 2016 г. – Самара, Изд-во СНЦ РАН, 2017. – С. 3-6.

2. Афанасьев В.А. Управление перемещением центра масс беспилотного летательного аппарата за назначенное время // Вестник технологического университета. 2016. Т.19, №14. С. 136–141.

THE INFLUENCE OF THE MOVEMENT OF THE CENTER OF MASS OF THE AIRCRAFT ON THE KINEMATIC PARAMETERS

Mikhailov Evgeny, Fedorov Viktor
evgeniy-mihaylov-09@mail.ru, vbf64@mail.ru
(*South Ural State University, Chelyabinsk*)

The paper presents the results of a theoretical study on changing the kinematic parameters of an aircraft moving in the atmosphere by moving the center of mass. The influence of the parameters of the movement of the center of mass on the angles of roll and attack is studied.

УДК 678.8

ВОЗМОЖНЫЕ ПУТИ И ПРОБЛЕМЫ ВНЕДРЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ В КОМПОЗИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ГРАЖДАНСКОГО АВИАСТРОЕНИЯ

Москвичева Е.Д.
moskvich.ekaterina13@yandex.ru
Научный руководитель (консультант): Ф.А. Насонов, к.т.н.
(Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» Региональные самолеты, Москва)

Аннотация. Направления прогнозирования ресурса и интеллектуальных материалов получают все большую популярность в аэрокосмической сфере. Работа объединяет в себе оба этих тренда и представляет из себя первый, неотъемлемый этап в процессе внедрения подобных технологий в эксплуатацию, применительно к перспективным изделиям авиационной отрасли гражданского назначения.

На сегодняшний день проектирование, исследования и эксплуатация современной гражданской и военной техники невозможна без применения интеллектуальных средств наблюдения и анализа, позволяющих оперативно оценивать текущее состояние конструкций, их безопасность и соответствие заданным тактико-техническим характеристикам. Встроенный контроль и технологии его реализации позволяют эффективно удовлетворять заданным требованиям.

Неразрушающий контроль (НК) – контроль параметров изделия, при котором не нарушается возможность эксплуатации исследуемого объекта. НК является ключевым при изготовлении, эксплуатации, ремонте ответственных изделий, компонентов и конструкций.

Первостепенная цель НК состоит в обеспечении своевременного обнаружения дефектов в деталях конструкции планера, двигателя, агрегатов ВС с целью предупреждения их разрушения в процессе последующей эксплуатации.

Из открытых источников известно, что за рубежом ведется активная работа по созданию так называемых «умных» конструкций (smart structures) с использованием технологий Structure Health Monitoring.

Широкое применение слоистых ПКМ, обладающих высокой удельной прочностью, трещиностойкостью, стойкостью к коррозии и малым весом по сравнению с традиционными металлическими материалами и сплавами, для создания высоконагруженных и особо ответственных конструкций перспективных авиационных комплексов, вертолетов, ракет и других крупногабаритных конструкций специального назначения ставит задачи высокой сложности, что приводит к необходимости разработки интегрированных систем встроенного контроля, выполняющих сенсорную и процессорную функции. Сенсорная функция может быть реализована за счет введения на стадии изготовления конструкции датчиков, сохраняющих свою работоспособность и функционал после воздействия технологических режимов формования ПКМ и способных непрерывно регистрировать величины действующих нагрузок в процессе статических и динамических механических воздействий на материал конструкции, а также при влиянии других эксплуатационных факторов. Процессорная функция реализуется за счет применения специализированных аппаратно-программных комплексов – средств контроля, обеспечивающих сбор, обработку, интерпретацию, и визуализацию полученных данных, при этом, в случае возникновения критических нагрузок и других нештатных ситуаций, связанных с превышением пороговых значений эксплуатационных параметров, принимается решение о возможности дальнейшей эксплуатации конструкции. Такой подход в конечном итоге позволит перейти от эксплуатации по заданному ресурсу к эксплуатации по фактическому техническому состоянию [1 - 4].

Задачи, решаемые посредством внедрения методов встроенного контроля:

– контроль развития повреждений – решение данной задачи обеспечивает переход на эксплуатацию по техническому состоянию при условии возможности прогнозирования развития повреждения;

– контроль внешних воздействий – фиксация случаев ударных воздействий на конструкцию, вызывающих внутренние дефекты.

Для определения расслоений, трещин, инородных включений, воздушных раковин в деталях из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в процессе производства, эксплуатации и ремонта применяются большое число методов: оптические, электрические, акустические, радиационные, магнитные, тепловые, голографические, микрорадиоволновые и другие методы контроля. Наиболее обширное распространение получил ультразвуковой и рентгеновский методы контроля.

Для реализации принципов встроенного контроля изделий из ПКМ используются системы, включающие в себя датчики и оборудование, выполняющие функции сбора и обработки информации, полученной с датчиков.

В качестве датчиков в системах встроенного контроля используются электрические, пьезоэлектрические, акустические, тепловые, электромагнитные, тензо- и вибро- датчики, устанавливаемые в различных точках конструкции, представленной к контролю.

Наряду с классическими методами НК, не обеспечивающими непрерывный контроль технического состояния в силу физической реализуемости, в последние годы появилось понятие встроенный контроль или мониторинг, подразумевающее под собой метод контроля за техническим состоянием композитных конструкций в процессе эксплуатации. Под встроенным НК следует понимать метод НК, который позволяет регистрировать величину приложенных воздействий (нагрузок, температур), момент возникновения и последующее развитие дефекта в конструкциях в процессе эксплуатации композитных конструкций. При

этом датчики, регистрирующие эти параметры, должны удовлетворять ряду требований: минимальный размер и вес, возможность преобразования регистрируемого сигнала в электрический или любой другой транспортный сигнал и надежное крепление к контролируемой конструкции или введение в материал этой конструкции. В общем случае, система, обеспечивающая встроенный НК (система мониторинга), включает в себя датчики, систему сбора и обработки данных от датчиков и специализированное программное обеспечение (СПО).

В военном авиастроении известен опыт внедрения датчиков системы мониторинга и контроля технического состояния боевой машины Су-57, которая представляют собой оптоволоконные датчики двух видов – информации и акустической эмиссии. На основании информации, полученной от встроенных в материал, использованный в конструкции истребителя, элементов будут производиться оценочные расчеты остаточного ресурса воздушного судна. Систему контроля технического состояния самолета в режиме реального времени планируется начать устанавливать на истребители Су-57 с 2024 года. Об этом сообщил ТАСС на прошедшем в Жуковском авиасалоне МАКС-2021 ведущий технолог ПАО "Компания "Сухой" (входит в ОАК госкорпорации "Ростех") [5]. «В 2022 году мы планируем летные испытания на опытном изделии Су-57, а в 2024 году мы планируем установить систему уже на серийное изделие. Мы прорабатывали ее для истребителя Су-57, но данная система может быть принята для любого самолета" [5]. Датчики будут устанавливаться в критических зонах самолета. В перспективе возможна их установка и на другие модели. "Нам важно, из чего состоит самолет - Су-57 изготовлен с применением композиционных материалов. Для этих материалов будут применяться датчики акустической эмиссии, которые позволяют определять разрушение материала по звуковым импульсам - считывают щелчки. При разрушении композитов звуковых импульсов становится все больше и больше, что позволяет локализовать зону, где произошло разрушение. Также на Су-57 будут применяться датчики деформации. Они будут установлены на высоконагруженных элементах самолета, и по ним можно будет судить о нагрузках на данный элемент". Оптоволоконные датчики будут собирать информацию в течение всего жизненного цикла истребителя. Это позволит оценить состояние машины и спрогнозировать ее выход из строя. [5 - 6].

С учетом приведенной информации в работе проводится анализ перспектив применения технологии встроенного контроля к первичным агрегатам, выполненных из композиционных материалов, гражданского авиастроения. Важнейшей задачей видится серийное освjение применения данной технологии.

Внедрение технологий встроенного контроля позволит:

- для гражданской авиатехники значительно повысить надежность эксплуатации, снижая вероятность отказов и инцидентов;
- эксплуатационным службам намного точнее определять фактическое техническое состояние изделия и принимать решение по продлению ресурса.

Экономический эффект от внедрения выражается в следующих направлениях:

- Прогнозирование и своевременное распознавание критических повреждений в конструкции позволит уменьшить экономические риски, связанные с вероятностью гибели изделия;
- Более полная реализация прочностных и ресурсных параметров конструкции изделия при более точном определении истинного ресурса.
- Мониторинг повреждаемости конструкции позволит локализовать зоны, требующие проверки, что значительно снизит трудоемкость проведения периодических проверочных работ в ходе эксплуатации изделия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Железина Г.Ф., Сиваков Д.В., Гуляев И.Н. Встроенный контроль: от датчиков до информкомпозитов/ Авиационная промышленность. 2008. № 3. С. 46-50.

2. Федотов М.Ю., Гончаров В.А., Шиенок А.М., Сорокин К.В. Исследование изгибных деформаций углепластика оптоволоконными сенсорами на брэгговских решетках/Вопросы материаловедения. 2013. № 2 (74). С. 139-147.

3. Махсидов В.В., Кашарина Л.А., Смирнов О.И., Яковлев Н.О. Построение оптоволоконной системы встроенного контроля авиационных конструкций, изготовленных с применением полимерных композиционных материалов/ Конструкции из композиционных материалов. 2019. № 1 (153). С. 65-75.

4. Федотов М.Ю., Будадин О.Н., Васильев С.А., Медведков О.И., Козельская С.О. Исследование интегрированной волоконно-оптической системы диагностики углепластика после воздействия теплового и тепловлажностного старения/ Контроль. Диагностика. 2018. № 11. С. 26-31.

5. Интернет-ресурс ТАСС «https://tass.ru/armiya-i-opk/11999855». Дата обращения 29.09.2021

6. Интернет-ресурс РИАФАН. «https://riafan.ru/1493587-istrebitel-su-57-poluchit-datchiki-kontrolya-tehnicheskogo-sostoyaniya-samoleta». Дата обращения 29.09.2021

POSSIBLE WAYS AND PROBLEMS OF INTRODUCING BUILT-IN CONTROL TECHNOLOGIES INTO COMPOSITE STRUCTURES OF THE CIVIL AIRCRAFT

Moskvicheva E.D.

Supervisor: Nasonov F.A..

(*Branch of PJSC Irkut Corporation "Regional Aircraft", Moscow*)

Abstract

The directions of resource forecasting and intelligent materials are gaining popularity in the aerospace field. The work combines both of these trends and represents the first, integral stage in the process of introducing such technologies into operation, as applied to promising products of the civil aviation industry.

REFERENCES:

1. Zhelezina G.F., Sivakov D.V., Gulyaev I.N. Built-in control: from sensors to information composites / Aviation industry. 2008. No. 3. S. 46-50.

2. Fedotov M.Yu., Goncharov V.A., Shienok A.M., Sorokin K.V. Investigation of flexural deformations of CFRP with fiber-optic sensors on Bragg gratings / Problems of materials science. 2013. No. 2 (74). S. 139-147.

3. Makhsidov V.V., Kasharina L.A., Smirnov O.I., Yakovlev N.O. Construction of a fiber-optic system for embedded control of aircraft structures made using polymer composite materials. 2019. No. 1 (153). S. 65-75.

4. Fedotov M.Yu., Budadin ON, Vasiliev SA, Medvedkov OI, Kozelskaya S.O. Investigation of an integrated fiber-optic system for CFRP diagnostics after exposure to thermal and heat-moisture aging / Control. Diagnostics. 2018.No. 11.P. 26-31.

5. Internet resource TASS "https://tass.ru/armiya-i-opk/11999855". Date of treatment 09/29/2021

6. Internet resource RIAFAN. "Https://riafan.ru/1493587-istrebitel-su-57-poluchit-datchiki-kontrolya-tehnicheskogo-sostoyaniya-samoleta". Date of treatment 27.09.2021

УДК 533.694.72

ПОИСК РАЦИОНАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ЩЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

Моторин Е.В.
egor0809@inbox.ru
Научный руководитель: Д.В. Назаров, к.т.н., доцент
(Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва, г. Самара)

Данная работа посвящена поиску наиболее выгодного положения щели системы управления пограничным слоем при помощи программного комплекса Ansys CFX. Решение данной задачи необходимо для оценки эффективности использования сдува пограничного слоя.

Введение

Известно множество способов улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА). В данной работе исследуется система управления пограничным слоем (УПС). Проблема состоит в том, что при обтекании самолета, ракеты или их отдельных элементов пограничный слой может находиться в турбулентном состоянии. В этом случае спектр эффективных методов управления пограничным слоем существенно ограничен [1].

Использование энергетических систем УПС позволяет повысить несущие свойства самолета, улучшить его аэродинамические характеристики (АДХ) на больших углах атаки, повысить аэродинамическое качество и эффективность органов управления. Газ, который используется в качестве рабочего тела в системах УПС, как правило, отбирается от силой установки ЛА. Обычно струю газа выдувают вдоль поверхности крыла или органов механизации.

Применение систем УПС позволяет добиться повышения маневренных характеристик самолета и сократить потребную взлетно-посадочную дистанцию. В результате повышается транспортная эффективность и безопасность эксплуатации ЛА, что актуально как для военных самолетов, так и для гражданской авиации [2].

Целью данной работы являлось повышение эффективности работы системы УПС, посредством поиска рационального положения струи, выдуваемой через плоскую щель в верхней поверхности крыла бесконечного размаха.

Исследования проведены численными методами с использованием программного комплекса ANSYS CFX. Движение газа является стационарным, т.е. параметры движения воздуха остаются постоянными во времени [3]. Верификация результатов расчета проводилась путем сравнения АДХ профиля,полученных расчетным путем, со справочными данными [4]. Также проведены исследования влияние размеров расчетной области и количества узлов сетки на результаты расчетов. Особое внимание при создании сетки отведено моделированию пограничного слоя.

Для каждого положения щели по хорде профиля проведены исследования АДХ для постоянного значения коэффициента импульса струи [5]. Выбраны рациональные значения расстояния от носка профиля до оси щели.

Методы исследования

Для исследования применялся пакет Ansys CFD, скорость воздушного потока, которым происходит обтекание крыла $v_\infty = 60\,\frac{\text{м}}{\text{с}}$, Re=$3{,}9 \cdot 10^6$. Модель сетки представлена на рисунке 1.

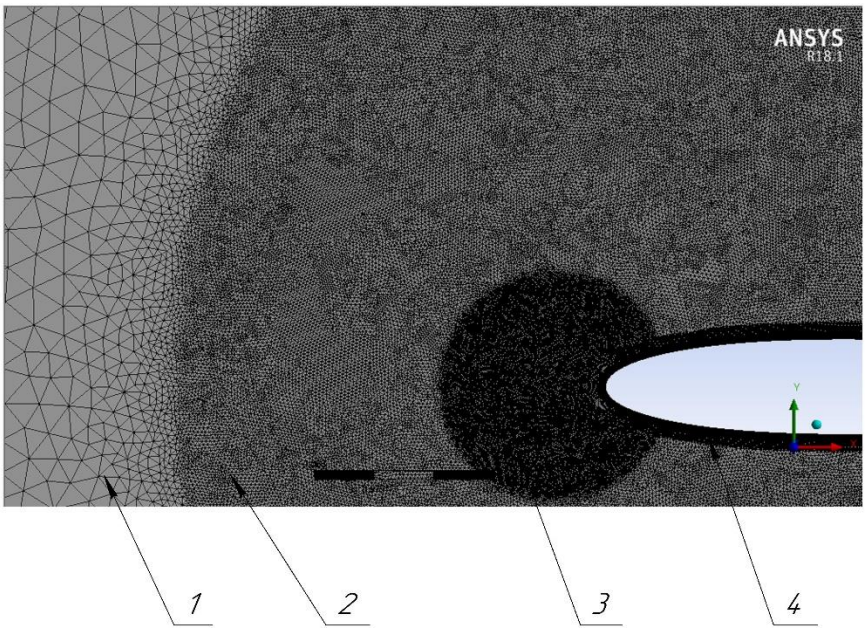


Рис. 1 – Сетка: 1 – Область невозмущённого потока, 2- Первая область измельчения, 3 – Вторая область измельчения, 4 – Inflation

С целью сравнения проверки правильности построения модели крыла, а также выбора турбулентной модели, качества построения сетки сравним полученные данные с аэродинамическими характеристика профиля, изложенными в атласе аэродинамических профилей [1].

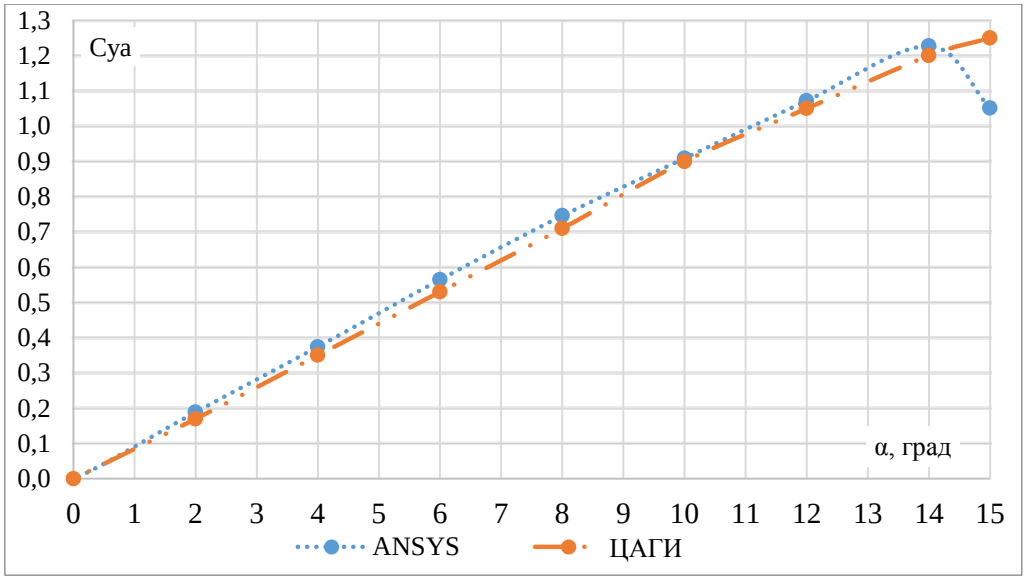


Рис. 2 – Сравнение результатов ЦАГИ и расчетов Ansys

Эффективность системы УПС (управления пограничным слоем) характеризуется коэффициентом импульса выдуваемой струи и рассчитывается по формуле [2]:

$$c_\mu = \frac{\rho A v^2}{q_\infty S_0}.$$

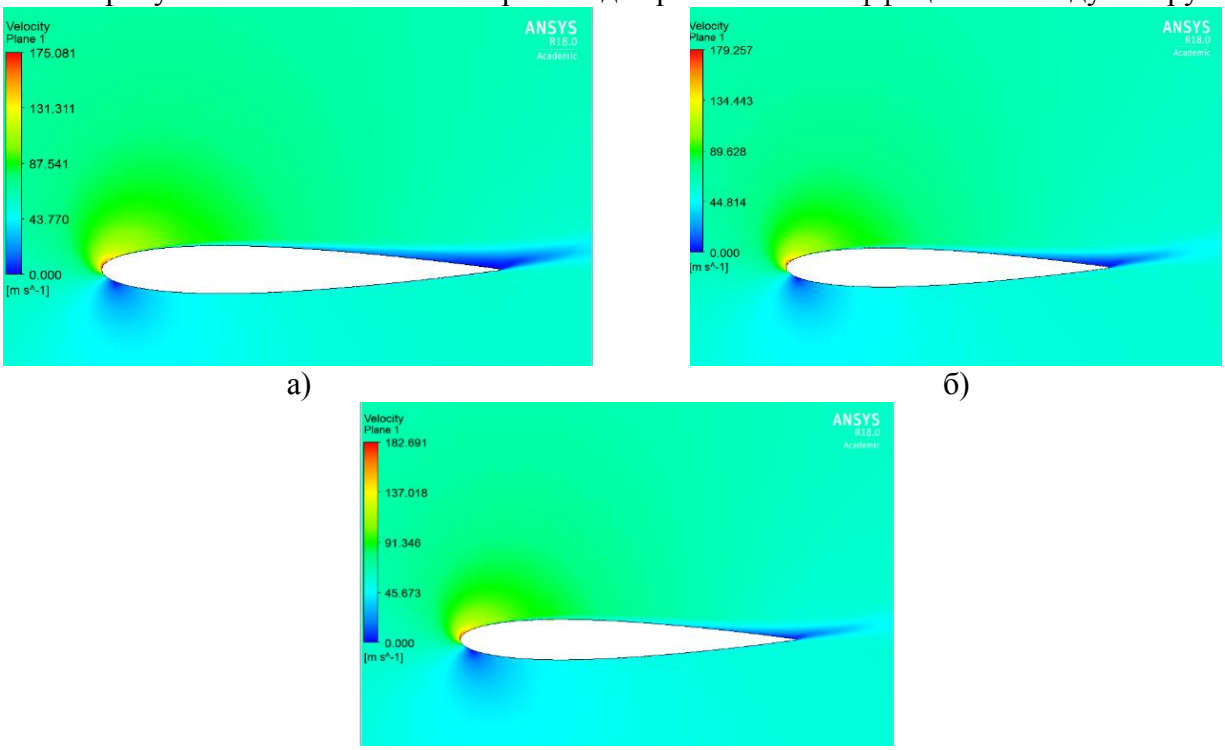
где ρ – плотность воздуха; q_∞ – скоростной напор; A – площадь щели; v – средняя по сечению щели скорость выдуваемого воздуха;
S_0 – площадь крыла, обслуживаемая системой УПС.

Значения импульса выдуваемой струи в данном исследовании были таковы:

$$c_\mu = \begin{cases} 0 \\ 0{,}03 \\ 0{,}06 \\ 0{,}09 \end{cases}.$$

Обработка результатов

На рисунке 3 показаны поля скоростей для различных коэффициентов выдува струи.



а) б)

в)

Рис. 3. Поля скоростей при различном коэффициенте выдува струи
а) $c_\mu = 0{,}03$; б) $c_\mu = 0{,}06$; в) $c_\mu = 0{,}09$;

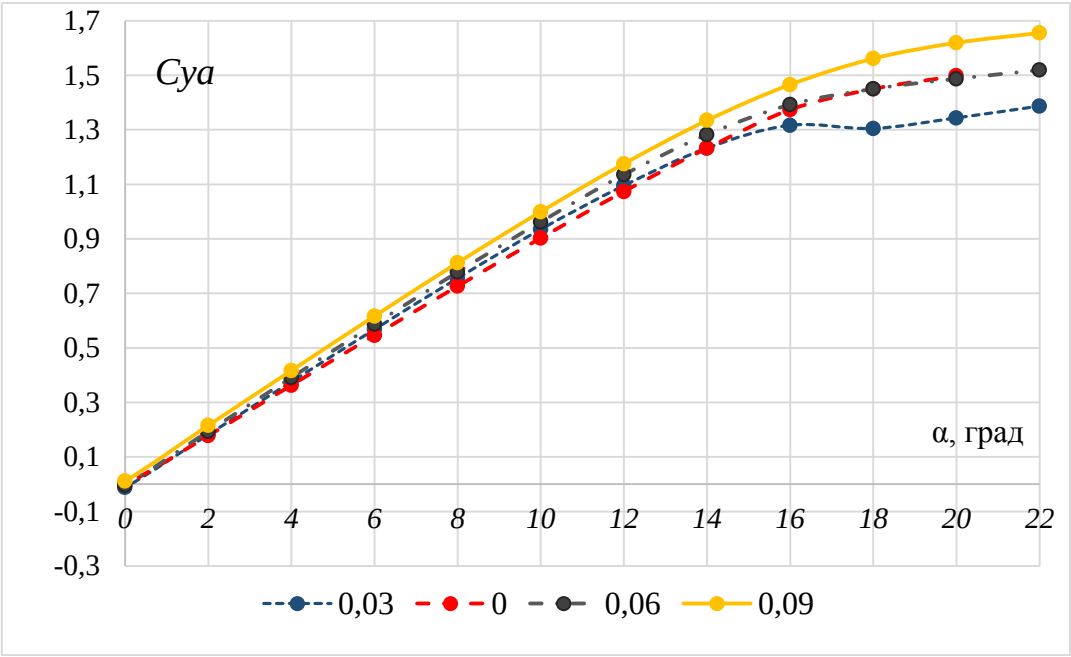


Рис. 4. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных значениях коэффициента выдува струи

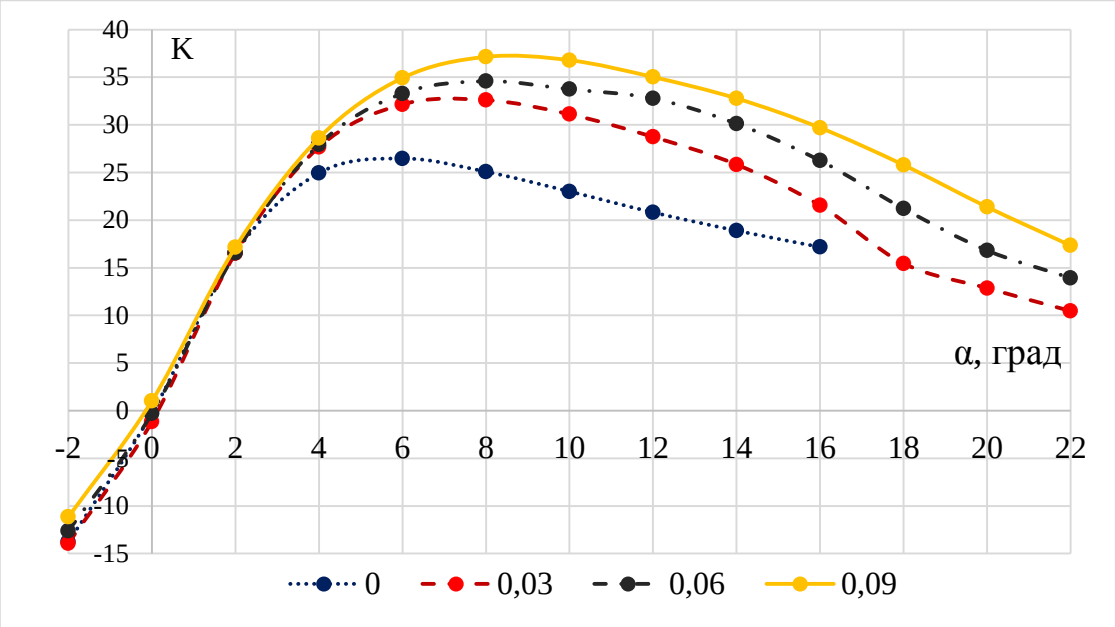


Рис. 5. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки при различных значениях коэффициента выдува струи

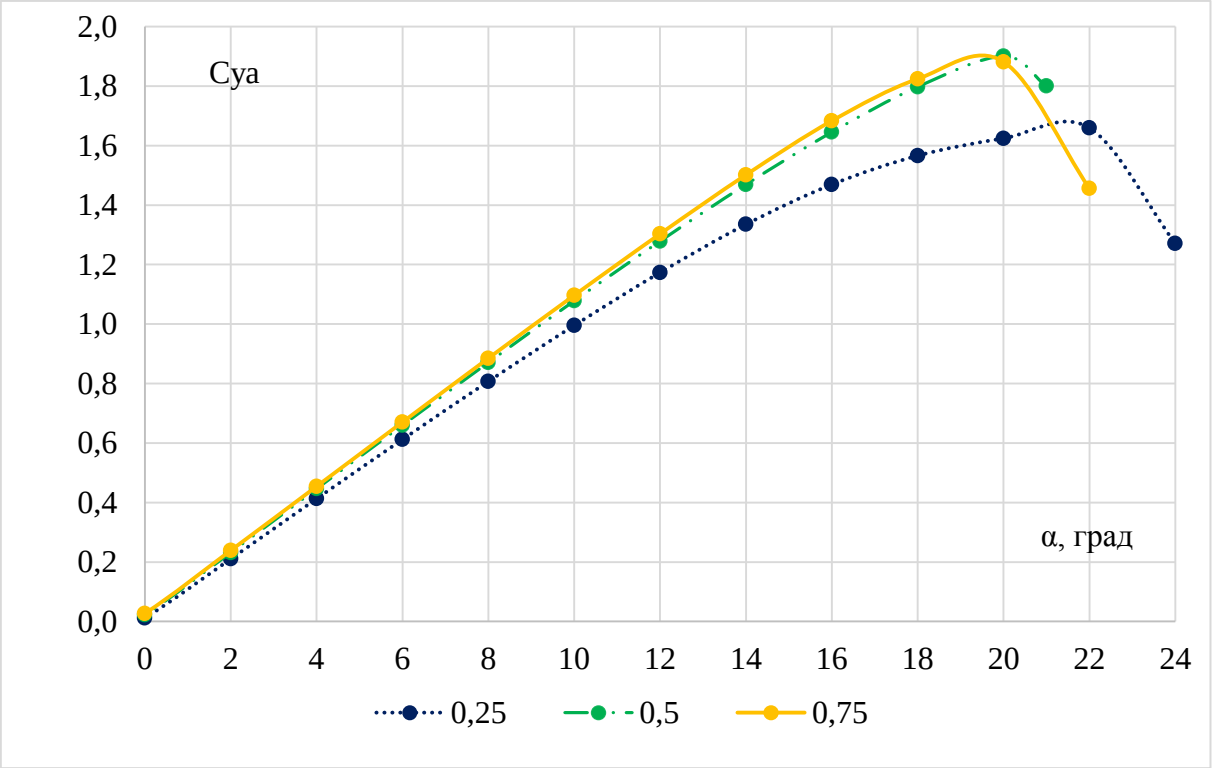


Рис. 6. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных значениях относительной величины расположения щели

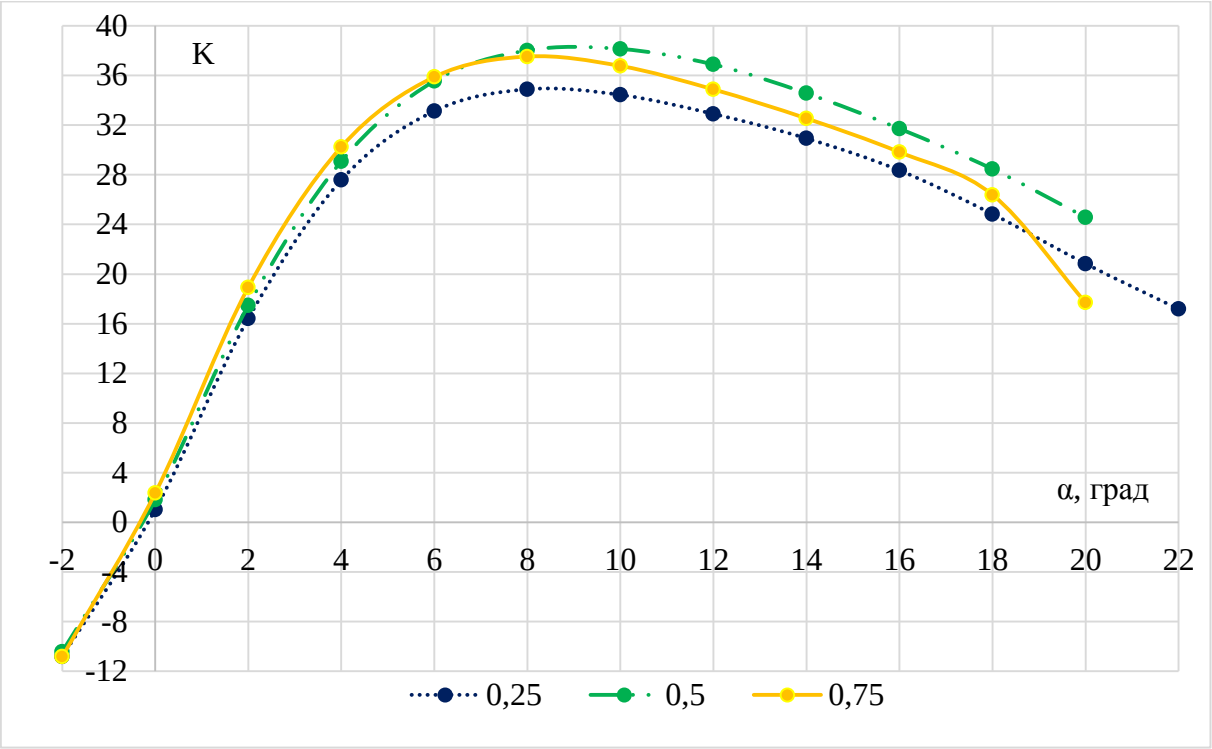


Рис. 7. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки
при различных значениях относительной величины расположения щели

Вывод

В процессе исследования было выявлено влияние величины коэффициента выдува плоской струи на АДХ профиля NACA 0012. С увеличением коэффициента незначительно возрастает профильное сопротивление, однако, значительно падает индуктивное, а также возрастает величина подъемной силы, что положительно сказывается на аэродинамическое качество – углы выше 4 градусов являются рациональными для применения системы УПС.

При перемещении вдоль хорды профиля щели наблюдается также рост аэродинамического качества до расположения на середине профиля, а далее с увеличением $\bar{x}$ наблюдается незначительное падение качества.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Корнилов В. И. Стационарный вдув / отсос воздуха в турбулентный пограничный слой симметричного крылового профиля // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 1. С. 33–44.

2. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011 – 404 с. – ISBN 978-5-9221-1343-4

3. Афанасьев, Ю. О. Гидрогазомеханика: учебное пособие / Ю. О. Афанасьев, Н. В. Тиунова ; под редакцией П. Т. Петрика. — Кемерово :КузГТУ имени Т.Ф. Горбачева, 2009. — 133 с. — ISBN 978-5-89070-705-5. — Текст : электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: https://e.lanbook.com/book/6650 (дата обращения: 03.01.2021).

4. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей. – М.: Оборониздат, 1939 – 213 с.

5. Судаков В.Г. Численное моделирование физических процессов восприимчивости, устойчивости и управления в высокоскоростном пограничном слое [Текст]: дисс. доктора физико-математических наук / Судаков Виталий Георгиевич. – М., 2017. – 299 с. – 532.526:533.6.011.5.

SEARCHING RATIONAL POSITION OF THE SLOT OF THE BOUNDARY LAYER CONTROL SYSTEM

Motorin E.
egor0809@inbox.ru
Supervisor: D. Nazarov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev)

This work is concerned to search for the most favorable slot position of the boundary layer control system using the Ansys CFX software package. The solution of this problem is necessary to evaluate the efficiency of the boundary layer jet.

УДК 629.7

ОБЗОР МНОГОЦЕЛЕВЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ АЭРОГИБРИДНОЙ СХЕМЫ

Никонов С.В.
stanislav.nikonov@mail.ru
Научный руководитель: И.Н. Абдуллин, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Работа посвящена рассмотрению роли беспилотных летательных аппаратов в военной и гражданской сферах и тому, как взаимодействие между собой нескольких БПЛА может способствовать дальнейшему развитию преимуществ использования беспилотных авиационных систем (БАС). В работе описаны важность и необходимость использования беспилотных летательных аппаратов, представлены основные области применения беспилотных летательных аппаратов, беспилотные авиационные системы, служащие для повышения оперативных возможностей БПЛА, а также представлены некоторые из российских БПЛА вертикального взлета и посадки, которые могут применяться как в военной, так и в гражданской сферах деятельности при выполнении таких задач, как наблюдение, поиск и спасение, обнаружение опасных материалов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки, беспилотная авиационная система, беспилотный летательный аппарат.

Благодаря созданию и модернизированию беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) появилась уникальная возможность решения таких задач, как поиск и спасение, наблюдение, разведка, инспекция, патрулирование, обнаружение опасных материалов и многих других задач. С точки зрения безопасности, БПЛА имеет преимущество перед летательным аппаратом, где требуется летчик, так как человек, управляющий БПЛА с наземной станции управления, не подвержен такому риску при крушении, какому подвержен летчик. Это способствует разработке инноваций в сфере беспилотных систем и нахождению новых способов их применения.

Развертывание беспилотного летательного аппарата эффективно при выполнении некоторых задач, однако за счет развертывания БАС появляется возможность существенного улучшения оперативных возможностей. Создание стандартного программного обеспечения, поддерживающего беспилотные авиационные системы, чтобы гарантировать бесперебойный обмен информацией между наземной станцией управления и беспилотным летательным аппаратом, позволяет интегрировать системы, которые работают слаженно для достижения общих целей. БПЛА входит в состав БАС, которая состоит из трех составляющих [1]:

- Командование и управление включает в себя наземную станцию управления, подсистему связи, запуска и возврата, а также вспомогательное оборудование;

- Канал передачи данных устанавливает линию связи (восходящая линия связи: земля-воздух, нисходящая линия связи: воздух-земля) наземной станцией управления и транспортным средством;
- Летательный аппарат способный нести на борту полезную нагрузку, навигационную подсистему, датчики, подсистему связи.

БПЛА способны решать следующие задачи: разведка, противоминные меры, противолодочная война, проверка/идентификация, океанография/гидрография, картография, доставка полезной нагрузки, безопасность на море, наземная война, поддержка спецслужб, радиоэлектронная борьба, поддержка операций по пресечению на море, воздушная война, перевозка грузов или пассажиров, наблюдение, поисково-спасательные работы, пограничный патруль.

Довольно перспективным решением является разработка БПЛА вертикального взлета и посадки, совмещающих в себе как самолетную, так и вертолетную аэродинамические схемы. Преимуществами таких аппаратов являются: отсутствие необходимости в специально оборудованных аэродромах, значительное сокращение времени на подготовку БПЛА к полету. К достоинствам такого вида авиационной техники можно отнести возможность зависания, высокую скорость и дальность полета. Ниже будут представлены БПЛА данного типа.

Российской группой компаний «Калашников» создан БПЛА вертикального взлета и посадки «ZALA VTOL» [2] (Рис.1). Летательный аппарат совмещает в себе лучшие качества беспилотников самолетного типа и конвертопланов. Конструкция аппарата позволяет нести в качестве полезной нагрузки фото-видеокамеры, дозиметры, комбинированные системы, лазерные целеуказатели, тепловизоры, газоанализаторы . Беспилотный комплекс применяется для выполнения поисково-спасательных операций или при мониторинге в интересах топливо-энергетического комплекса. Для запуска БПЛА не требуется специально оборудованных для этого аэродромов.

Рис.9. ZALA VTOL

Рикор АЛ-210 – комплекс с беспилотным летательным аппаратом аэрогибридной схемы с вертикальным взлетом и посадкой [3]. Многоцелевое воздушное средство (Рис.2) разработано российской компанией «Рикор-Электроникс». Разборный БПЛА транспортируется на спине в ранце. Экипаж состоит из одного человека. Время развертывания около 10 минут. Самолет является частью ранцевого комплекса для мобильных групп служб быстрого реагирования. Аппарат может находить применение как в

военной, так и в гражданской сфере. Эксплуатировать устройство можно при выполнении разведки местности, аэрофотографировании, аэросъемке, осуществлении патрульных полетов.

Рис.2. Рикор АЛ-210

Российская компания «Кронштадт» освоила производство многоцелевых тяжелых БПЛА «Фрегат» [4] (Рис.3), способных выполнять авиаработы в районах с неразвитой авиационной инфраструктурой на большом удалении от мест базирования. Аппарат может применяться для выполнения патрульных и наблюдательных полетов, геологической и геодезической разведки, поисково-спасательных операций, а также для перевозки небольших грузов. Аппарат оснащен поворотными приводами, что дает возможность при достижении минимальной потребной высоты, перестроиться на горизонтальный полет на высокой скорости.

Рис.3.Фрегат

Существует также российский многоцелевой беспилотный летательный аппарат военного назначения «Витязь» [5] (Рис.4), разработанный компанией «Завант». БПЛА был разработан по заказу Министерства обороны Российской Федерации и основным предназначением аппарата является проведение разведывательных операций, наблюдательных и патрульных полетов. Беспилотник позволяет обнаруживать даже танки, замаскированные сеткой, а также одиночные окопы со спрятанными в них солдатами. Аппарат является частью единого комплекса дронов, количество которых может достигать пяти. Но главным достоинством комплекса является наличие у дронов уникальной радиолокационной станции весом всего в один килограмм.

Рис.4.Витязь

В целом, развертывание БПЛА является выгодным в военных условиях, в условиях чрезвычайных ситуаций (ЧС) за счет отсутствия потерь летного состава, сравнительно невысокой стоимости БПЛА, малых затрат на обслуживание БПЛА, возможности выполнения маневров с высокими перегрузками, а также возможности одновременного применения нескольких таких аппаратов.

Для достижения беспилотными летательными аппаратами общих целей необходимо развивать и расширять возможности их взаимодействия между собой. Несколько беспилотных воздушных суден, включенные в состав беспилотной авиационной системы, оборудуются системами навигации и связи, средствами обмена данными и полезной нагрузкой, а также наземными техническими средствами передачи-получения данных. Беспилотная авиационная система используется для управления полетом и обмена данными о параметрах полета, служебной информацией и информацией о полезной нагрузке таких воздушных суден. Возможность одновременного применения нескольких беспилотных летательных аппаратов способствует разработке быстрого и легко развертываемого реагирования на критические ситуации с использованием спасательных систем, развитию возможностей навигации беспилотных систем в суровых условиях и обеспечения эффективного взаимодействия между беспилотными системами для решения как боевых задач, так и задач по устранению последствий ЧС.

Создание и разработка беспилотных летательных аппаратов предоставили военным возможность расширить свои оперативные возможности при выполнении ряда различных задач. БПЛА вертикального взлета и посадки комбинируют в себе основные преимущества аппаратов вертолетного и самолетного типов, такие как вертикальный взлет и посадка с возможностью зависания, высокая скорость и дальность полета [6]. Также снижается риск появления жертв людей; требуется меньше расходов на эксплуатацию беспилотных летательных аппаратов по сравнению с их пилотируемыми аналогами; возможно одновременное применение нескольких транспортных средств данного типа без необходимости в пилотах. Применение беспилотных авиационных систем помогает существенно повысить количество и качество выполняемых БПЛА задач, с большой эффективностью применять их не только в военных конфликтах, но и для гражданского пользования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. R. Austin, Unmanned Aircraft Systems. UAVs design, development and deployment.2010
2. https://zala-aero.com/production/bvs/convertoplan-zala-421-16ev-vtol-hd/
3. https://www.ricor-electronics.ru/product/ricor-al210-rantsevyj-mbla
4. https://kronshtadt.ru/products/bespilotnyij-lelatelnyij-apparat-fregat
5. https://avia.pro/blog/vityaz-tehnicheskie-harakteristiki-foto
6. Федоренко Р. В., Абдуллин И. Н., Климчик А.С. Обзор БПЛА вертикального взлета и посадки длительного функционирования и формирование технических требований к БПЛА вертикального взлета и посадки, разрабатываемому в университете Иннополис // Труды центра компетенции НТИ «Технологии компонентов робототехники и мехатроники».- Ижевск, 2019, С. 129-166

OVERVIEW OF MULTI-PURPOSE VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING UNMANNED AERIAL VEHICLES THAT COMBINE AIRPLANE AND HELICOPTER AERODYNAMIC SCHEMES

Nikonov S.
stanislav.nikonov@mail.ru
Supervisor: I. Abdullin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The paper is devoted to the role of Unmanned Aerial Vehicles in the military and civil areas and how the interaction of several UAVs can contribute to the further development of the advantages of using Unmanned Aerial Systems (UAS). The paper describes the importance and necessity of using Unmanned Aerial Vehicles, presents the main applications of unmanned aerial vehicles, unmanned aircraft systems that serve to increase the operational capabilities of UAVs, and also presents some of the Russian vertical take-off and landing UAVs that can be used both in military and civilian areas of activity when performing tasks such as surveillance, search and rescue, detection of hazardous materials.

УДК 620

ОПТИМИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ. КРЫЛО С ИЗМЕНЯЕМЫМ ПРОФИЛЕМ

Нурмиев А.Ф.
almazoid00@gmail.com
Научный руководитель: А.Н. Кусюмов, д.ф.-м.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: При создании самолёта одним из требований является наименьшее сопротивление планера. Важность уменьшения сопротивления не преувеличена, так как от этого параметра напрямую зависят потребление топлива и лётные характеристики самолёта, такие как скорость, дальность полёта. На сегодняшний день аэродинамики разрабатывают новые способы уменьшения аэродинамического сопротивления. Одним из таких направлений является уменьшение сопротивления трения на поверхности крыла, и достигается это смещением точки ламинарно-турбулентного перехода назад.

Главной целью работы является достижение уменьшения сопротивления крыла и, как следствие, увеличение топливной эффективности самолета путём внедрения новой технологии – активного изменения формы профиля крыла, с целью увеличения области ламинарного течения на верхней поверхности крыла. Для достижения этой цели рассмотрены существующие технологии и самолеты с применением подобных технологий, в авиационно-космической индустрии. Также выбран прототип профиля и произведена его модернизация для улучшения аэродинамических и лётных характеристик.

Для уменьшения сопротивления трения профиля на крейсерском режиме полёта необходимо создать в пограничном слое режим ламинарного течения или максимально сдвинуть место перехода ламинарного течения в турбулентное. Можно достигнуть этого сдвинув к хвостику местоположение максимальной толщины профиля. В результате область положительного ускорения частиц, где сохраняется ламинарное течение растягивается на большую часть профиля. Такой профиль называется ламинаризированным. На профиле обычного крыла с максимальной толщиной на 30-35% хорды, ламинарное течение удерживается только вблизи носка. На ламинаризированном профиле такой участок занимает до 60-70% хорды. Ламинаризация пограничного слоя на крыле удерживается лишь в небольшом диапазоне углов атаки. При этих углах атаки происходит уменьшение лобового сопротивления крыла и увеличение его аэродинамического качества. Для ламинаризации профиля необходимо изменить форму верхней поверхности, при которой точка перехода от ламинарного к турбулентному режиму течения будет максимально смещена к хвостику.

В задачи работы входят: анализ существующих решений в данной области (обзор имеющихся технологий), рассмотрение основных характеристик аэродинамических профилей, аэродинамический расчет профиля: валидация аэродинамического расчета профиля и модели крыла, исследование изменения характеристик крыла в результате его модификации.

Расчёт аэродинамического профиля и модели крыла произведён в пакете Ansys Fluent. Для профиля NACA 4412 и модели крыла NACA 23012 основании сопоставления с имеющимися экспериментальными данными [1], [2] проводилась отработка методики моделирования, включая топологию и параметры расчетной сетки, выбор модели турбулентности, постановку граничных условий. Далее, после отладки технологии проведения расчета, проводилось моделирование для профиля Р-II-14.

Расчёт профиля NACA 4412 (двухмерный) - Модель турбулентности Spalart-Allmaras (SA).

Некоторые характеристики расчётной сетки:

- Толщина первого слоя от стенки $\Delta s = \frac{y^+ \mu}{V\rho}$ =0,00000846 м, где y^+= 1
- Количество ячеек 368 000

$V = 43{,}9$ м/с – скорость потока,

$\rho = 1{,}225 \frac{кг}{м^3}$ – плотность воздуха (1 атмосфера)

$b = 1$ м – хорда профиля

$Re = 3\,000\,000$ – число Рейнольдса

$\eta = 0{,}000017894 \frac{кг}{м*с}$ – динамическая вязкость воздуха

Расчёт профиля NACA 23012 (трёхмерный) - Модель турбулентности Transition SST (SST).

Некоторые характеристики расчётной сетки:

- Самый маленький элемент 0,2 мм
- Самый большой элемент 500 мм
- Количество ячеек 15 000 000
- Growth Rate (Показатель роста) 1,19
- Inflation 15 слоёв.

$V = 20{,}97$ м/с – скорость потока,

$\rho = 8{,}641 \frac{кг}{м^3}$ – плотность воздуха (давление - 8 атм.)

$b = 0{,}127$ м – хорда модели крыла

$l = 0{,}381$ м – размах модели крыла

$S = 0{,}0458$ м – площадь модели крыла

$\eta = 0{,}000017894 \frac{кг}{м*с}$ – динамическая вязкость воздуха

Валидация расчётов проводится путем сопоставления результатов расчёта и экспериментальных данных NACA 4412, NACA 23012, представленных на рисунках 1 и 2.

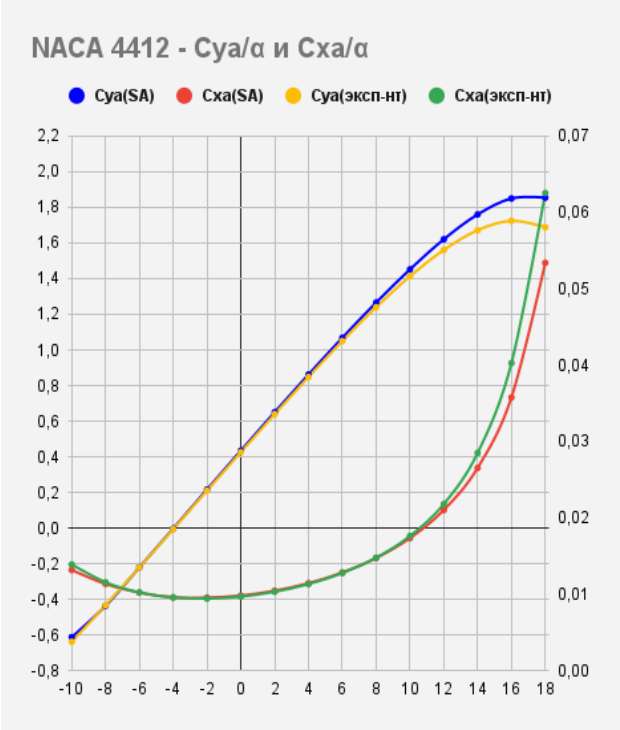


Рисунок 1 Результаты математического моделирования профиля NACA 4412 в ANSYS FLUENT

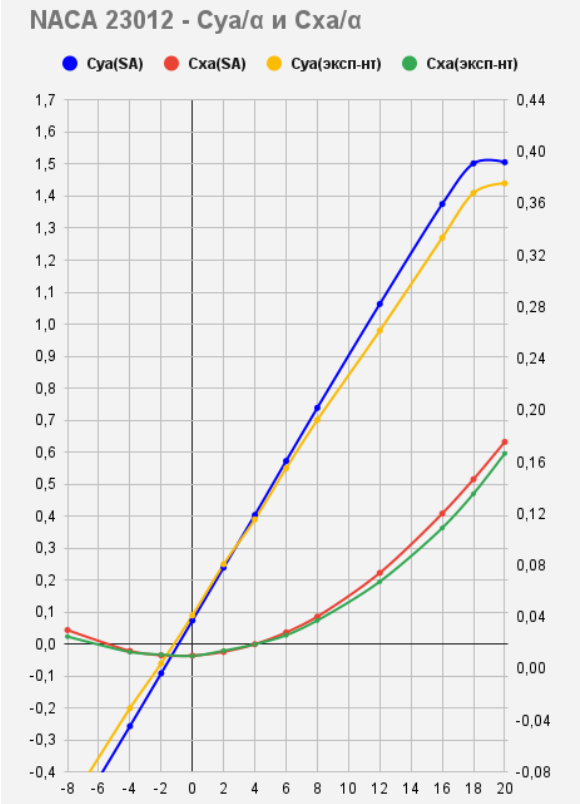


Рисунок 2 Результаты математического моделирования модели крыла NACA 23012 λ=5 в ANSYS FLUENT

На рисунке 3 продемонстрированы варианты изменения верхней поверхности профиля, разработанные в результате исследования ламинарно-турбулентного перехода на основе профиля Р-II-14%. Профиль редактировался и проводился аэродинамический двухмерный расчёт во Fluent. Полученный результат анализировался в соответствии с изменением кривой профиля, затем проводилось следующее изменение профиля и цикл повторялся до получения удовлетворительного результата. Как итог, получен конечный вариант модификации профиля - №4. Вариант профиля №4 имеет увеличение C_{ya} в среднем на 7,28%, также уменьшение аэродинамического сопротивленияC_{xa} в среднем на 14,41%. В Таблице 1 продемонстрированы значения аэродинамических коэффициентов для различных вариантов геометрии профиля.

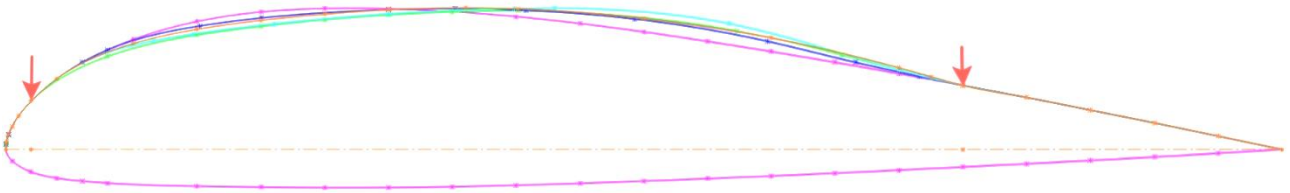


Рисунок 3 Варианты изменения верхней поверхности профиля Р-II-14

Таблица 1

Характеристики вариантов профилей

Обозначение	**Вариант модификации профиля**	C_{ya}	C_{ya}	ΔC_{ya}(%)	ΔC_{xa}(%)
——	Р-II-14% (ЦАГИ-718)	0,34068	0,00582	–	–
——	Вариант № 1	0,36059	0,00532	0,01991 (5,52)	0,00050 (8,61)
——	Вариант № 2	0,36533	0,00517	0,02465 (6,75)	0,00064 (12,12)
——	Вариант № 3	0,35817	0,00526	0,01749 (4,88)	0,00055 (9,96)
——	Вариант № 4	0,36745	0,00508	0,02677 (7,28)	0,00074 (14,41)

На рисунках 4 и 5 представлено распределение интенсивности турбулентности около поверхности профиля Р-II-14%. Хорошо заметно место смены режима течения.

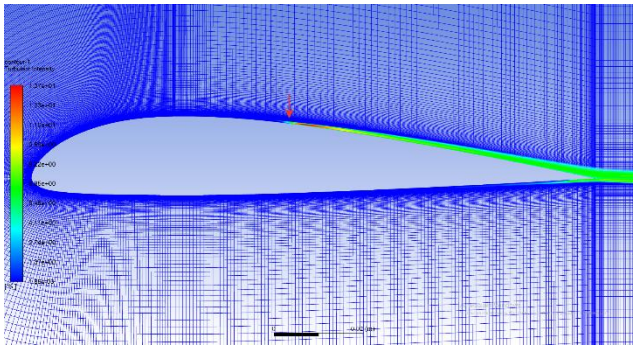


Рисунок 4 Положение точки ламинарно-турбулентного перехода на оригинальном профиле Р-II-14

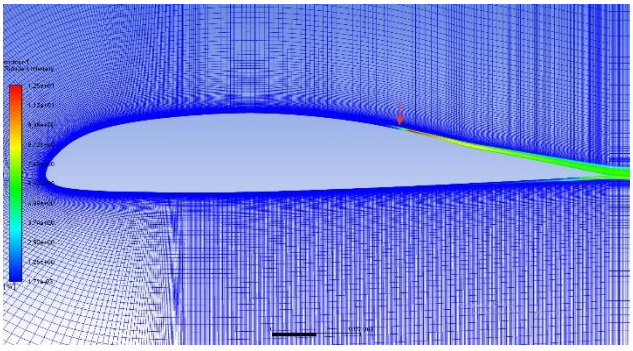


Рисунок 5 Положение точки ламинарно-турбулентного перехода на модифицированном профиле (вариант №4)

Таблица 2

Зависимость Cуа от Re (α=0°)

Re	$C_{уа}$(ориг.)	$C_{уа}$(модиф.)
1 286 000	0,34399	0,37167
2 286 000	0,35780	0,38609
3 286 000	0,36639	0,39294

Таблица 3

Зависимость Cуа от Re (α=0°)

Re	$C_{ха}$(ориг.)	$C_{ха}$(модиф.)
1 286 000	0,60073	0,00458
2 286 000	0,38609	0,00447
3 286 000	0,17786	0,00701

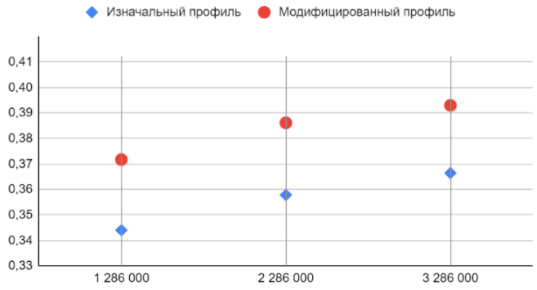


Рисунок 6 - Зависимость Cуа от Re (α=0°)

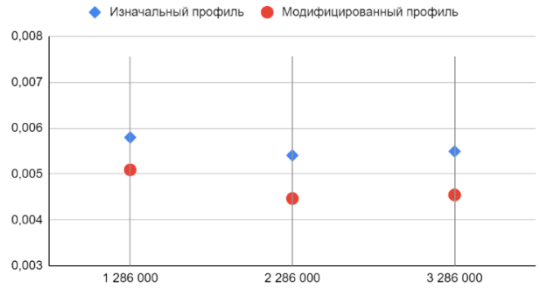


Рисунок 7 - Зависимость Cха от Re (α=0°)

Выше в таблицах 1 и 2, рисунках 6 и 7 приведены значения аэродинамических коэффициентов оригинального [3] и модифицированного профиля Р-II-14% для угла атаки 0º и разных чисел Рейнольдса.

Для анализа влияния изменения геометрии профиля на аэродинамические характеристики крыла конечного размаха произведён расчёт модели крыла с удлинением λ=5 с модифицированным профилем. Параметры расчёта соответствуют параметрам валидации профиля Р-II-14%.

Аэродинамические коэффициенты, полученные, в результате расчёта крыла с профилем Р-II-14% для угла атакиα α=0°: $C_{уа} = 0{,}242$; $C_{ха} = 0{,}01287$. Аэродинамическое качество модели крыла с оригинальным профилем $K_{(\text{ориг.})} = \frac{C_{уа}}{C_{ха}} = \frac{0{,}242}{0{,}01287} = 18{,}772$.

Аэродинамические коэффициенты для модели крыла с изменённым профилем при угле атаки α=0°: $C_{уа} = 0{,}254$; $C_{ха} = 0{,}01254$. Аэродинамическое качество модели с модифицированным профилем $K_{(\text{мод.})} = \frac{C_{уа}}{C_{ха}} = \frac{0{,}254}{0{,}01254} = 20{,}25$.

Таким образом, для модели крыла с удлинением λ=5 прирост коэффициента подъёмной силы составил $\Delta C_{уа} = 0{,}0122$ и уменьшение коэффициента аэродинамического сопротивления составило величину $\Delta C_{ха} = 0{,}000334$.

По сравнению с двухмерным расчётом профиля уменьшение коэффициента аэродинамического сопротивления в трёхмерном расчёте гораздо меньше. Для крыла конечного размаха на концах модели учитывается перетекание воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю из-за разности давлений и образование концевых вихрей. Наличие концевых вихрей очередь вызывает появление индуктивного сопротивления крыла, которое составляет существенную часть общего сопротивления. На рисунках 8 и 9 можно

оценить интенсивность образующихся вихрей. Видно, что концевой вихрь для модели крыла с модернизированным профилем более интенсивный и протяжённый, чем на модели с оригинальным профилем. Это говорит о том, что индуктивное сопротивление, соответственно, больше на крыле с изменённым профилем, чем на крыле с оригинальным профилем. Учитывая это, появляется необходимость в уменьшении индуктивного сопротивления. Для достижения этого, систему изменения формы профиля крыла в полёте можно использовать в комбинации с законцовками крыла. Благодаря применению законцовок можно уменьшить интенсивность перетекания воздуха на концах крыла, что положительно отразится на общем аэродинамическом сопротивлении.

На рисунках 10 и 11 продемонстрирована картина коэффициента давления на оригинальном и модифицированном профилях, показывающая, что благодаря ламинаризации область разряжения над профилем значительно увеличилась.

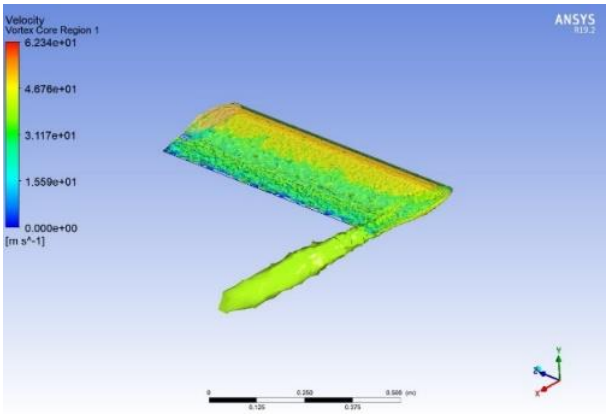


Рисунок 8 Демонстрация завихрений на модели крыла с оригинальным профилем

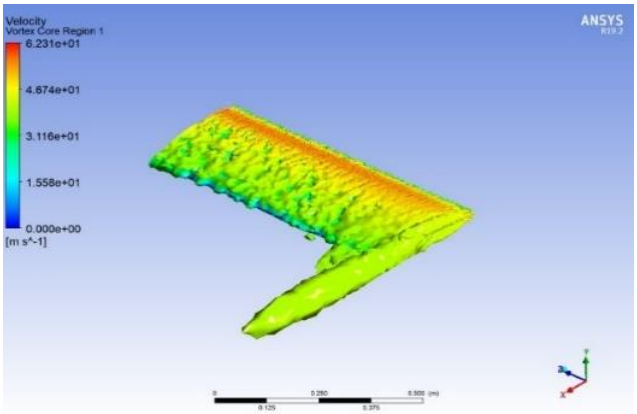


Рисунок 9 Демонстрация завихрений на модели крыла с модифицированным профилем

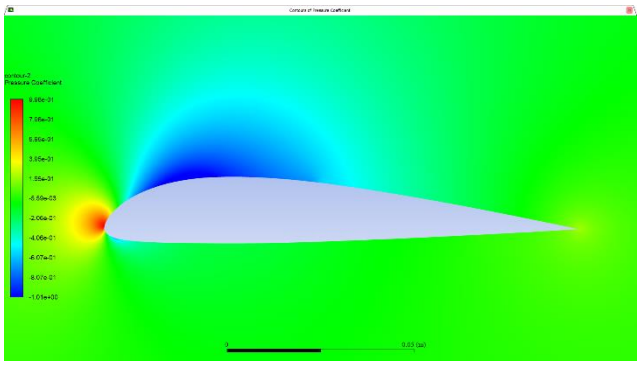


Рисунок 10 Картина коэффициента давления для оригинального профиля

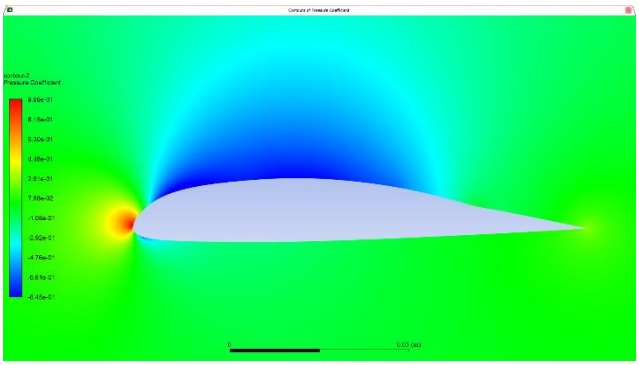


Рисунок 11 Картина коэффициента давления для модифицированного профиля

Заключение: Благодаря смещению точки ламинарно-турбулентного перехода, можно снизить аэродинамическое сопротивление трения профиля в крейсерском режиме. А имея в виду, то, что крейсерский режим – основной режим полёта, то экономия топлива получается существенной. Экономия топлива составляет в среднем 2,5-3%. Как итог, применение данного метода для уменьшения потребления топлива, можно считать перспективным и полезным, и его следует исследовать подробней.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. C. Ostowari, D. Naik – “Post-stall wind tunnel data for NACA 44XX series airfoil sections: a subcontract report”, Final Reportprepared under SERI Task No. 4807.20

FTP No. 495, 1985

2. Eastman N. Jacobs, William C. Clay – NASA Report No. 530 “Characteristics of the N.A.C.A. 23012 airfoil from tests in the full-scale and variable-density tunnels”

3. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей: учеб. пособие, Москва: ГИОП, 1939. 213 с.

4. Ципенко В.Г., Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н. Практическая аэродинамика самолетов Ту-204-120 и Ту-204-120С: учеб. пособие по изучению конкретной техники. М.: МГТУ ГА, 2005. 86 с.

5. Стариков Ю.Н., Коврижных Е.Н. Основы аэродинамики летательного аппарата: учеб. пособие. Ульяновск: УВАУ ГА, 2004. 151 с

6. J. Driver, D. W. Zingg – “Optimised natural laminar flow Airfoils”, AIAA paper 2006-247, Jan. 2006

7. S. Eyi, J. O. Hager, K. D. Lee – “Airfoil design optimisation using the Navier-Stokes equations”, Journal of Optimisation Theory and Applications, vol.83, no. 3, pp. 447-461, 1994

OPTIMIZATION OF THE AERODYNAMIC PROFILE. VARIABLE PROFILE WING

Nurmiev Almaz
almazoid00@gmail.com
Supervisor: Alexander Kusyumov, Doctor of Physico-mathematical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

When creating an airplane, one of the requirements is the least resistance of the airframe. The importance of reducing drag is not exaggerated, since this parameter directly affects the fuel consumption and flight characteristics of the aircraft, such as speed, range of flight. Today, aerodynamicists are developing new methods for reducing aerodynamic drag. One of these directions is to reduce the friction resistance on the airframe surfaces, and this is achieved by shifting the point of the laminar-turbulent transition back along the surface of the airframe elements.

The aim of the work is to study and analyze the occurrence of a laminar-turbulent transition on the upper surface of the wing airfoil. Also, the study of the dependence of the position of the transition point on the geometric characteristics of the upper surface of the profile and the selection of the optimal shape of the profile for the system of changing the wing profile in flight in cruising mode.

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ЛА С МАЛОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ЗАМЕТНОСТЬЮ

Осипов Владислав Юрьевич
vlados.as@yandex.ru
(Московский авиационный институт, г. Москва)

В современном мире гонка вооружений приводит к постоянному развитию технологий, техники, вооружения и тактик их применения. Конструкторские бюро различных стран работают над созданием принципиально новых машин и оборудования, способных выполнять широкий спектр поставленных задач.

Начало 20-го века можно считать зарождением принципиально новых, крылатых машин – самолетов. Развитие авиации началось с совсем простых одноместных самолетов. На них ставились рекорды скорости, дальности и продолжительности полета, а уже потом на них возлагались новые, уникальные для того времени задачи.

Военные разных стран видели перспективы в дальнейшем применении крылатых машин. Авиационные заводы и конструкторские бюро (КБ) работали над улучшением тех или иных характеристик самолетов. Шла активная борьба за завоевание превосходства в воздухе, которая сохраняется и на сегодняшний день.

С каждым годом авиационная техника стремительно прогрессировала. С каждым новым периодом менялась специфика её развития, связанная с новыми тактиками выполнения поставленных задач. Уже сегодня ведущие конструкторские бюро мира занимаются разработкой самолетов 5-го поколения. В связи с высоким уровнем развития радиолокационных систем, средств поражения и противодействия, на самолеты нового класса наравне с другими жесткими требованиями возлагаются и требования на низкую радиолокационную заметность, которая является неотъемлемой частью военной техники будущего.

Для постройки самолета принципиально нового поколения конструкторским бюро необходимо не только учитывать собственный опыт проектирования прошлых лет, но и учитывать опыт проектирования конструкторских бюро других стран. В машинах принципиально нового поколения присутствуют некоторые ограничения на внешние обводы планера, а также применяются новые радиопоглощающие покрытия. Применяемые меры связанны с обеспечением его низкой отражательной способностью. Основной характеристикой, определяющей это специальное свойство летательного аппарата (ЛА), как отражающего электромагнитные излучения объекта, является его эффективная площадь рассеяния (ЭПР), выраженная в м2.

Низкие значения ЭПР военной техники позволяют замаскировать её в радиочастотном диапазоне. Достижение требуемых значений ЭПР в необходимых угловых секторах позволяет снизить шанс обнаружения и идентификации малозаметной воздушной цели при подлёте к границе противовоздушной обороны (ПВО) противника. Долгий анализ подлетающей цели уменьшает время принятия решения противником на применение авиационных средств поражения (АСП), а как следствие снижает шанс поражения объекта. По этой причине малая радиолокационная заметность военной авиационной техники в современных реалиях является одним из главных показателей, обуславливающим уровень защищенности.

Данное исследование направлено на выявление достоинств и недостатков технических решений, направленных на снижение ЭПР планера, примененных на существующих самолетах пятого поколения разных стран мира. Проведенное исследование должно помочь при дальнейшем проектировании новых типов авиационной техники.

Анализ примененных на самолетах средств снижения заметности проводился по указанному ниже плану. Информация для проведения исследования, а именно статьи и фотоматериалы, брались из открытых источников. Геометрические параметры летательных аппаратов снимались с фотоизображений, а затем для наглядности переносились на эскизы 3-х проекций исследуемых самолетов.

План проведения исследования:

- Общее описание самолета;
- Основные ТТХ;
- Общий анализ планера;
  - Несущие поверхности;
    - Крыло;
    - Горизонтальное оперение;
    - Вертикальное оперение.
  - Фюзеляж;
    - Фюзеляж;
    - Воздухозаборник и сопловая часть двигателя.
- Органы управления;

— Поверхность планера и покрытия на нем;
  - Исполнение кромок и панелей обшивки;
  - Покрытия и материалы.

После анализа каждой основной части самолета (пункта плана) выведены плюсы и минусы с точки зрения достижения малой радиолокационной заметности. Сводная информация представлена в Таблице 1. На основе собранной информации можно сделать выводы о степени оптимизации того или иного самолета с точки зрения достижения требуемых специальных характеристик (СХ).

Таблица 1

Сводная таблица по плюсам и минусам проанализированных самолетов						
Направления исследования	-	**Самолеты 5-го поколения разных стран**				
		F-22	**F-35**	**J-20**	**J-31**	**X-2**
Несущие поверхности	Плюсы:	3	4	3	4	4
	Минусы:	2	2	2	-	1
Фюзеляж	Плюсы:	12	10	10	9	7
	Минусы:	4	5	3	4	8
Органы управления	Плюсы:	5	5	7	5	5
	Минусы:	1	1	1	4	4
Поверхность планера и покрытия на нем	Плюсы:	7	7	7	5	3
	Минусы:	-	1	1	-	3
Итог:	Плюсы:	27	27	28	24	19
	Минусы:	7	9	7	8	17
Выводы:	-	Самолет **хорошо** оптимизирован с точки зрения СХ	Самолет **хорошо** оптимизирован с точки зрения СХ	Самолет **хорошо** оптимизирован с точки зрения СХ	Самолет **хорошо** оптимизирован с точки зрения СХ	Самолет **плохо** оптимизирован с точки зрения СХ

Выводы по таблице 1:

✓ Самолеты F-22, F-35, J-20, J-31 – имеют близкие показатели преимуществ, по чему мы можем сделать вывод о хорошей их оптимизации с точки зрения СХ;

✓ Технические решения на самолетах J-31 и J-20 схожи с решениями, примененных на самолетах F-35 и F-22, о чем свидетельствуют близкие соотношения плюсов и минусов;

✓ Самолет X-2 плохо оптимизирован с точки зрения СХ, маленькое количество плюсов перекрывается достаточно большим количеством минусов, но самолет является экспериментальным и не боевым.

В результате проведенной работы были исследованы и проанализированы самолеты F-22, F-35, J-20, J-31, X-2, составлена таблица, где количественно выведены плюсы и минусы основных (общих) конструктивных требований для самолетов 5-го поколения, по которым были подведены итоги исследования.

Проведенная работа позволила выявить основные преимущества и недостатки каждого из исследуемого самолета, что позволило выявить эффективность примененных средств снижения заметности. На основе полученных результатов была проведена сравнительная характеристика существующих самолетов 5-го поколения и выведена перспективность применения технологии снижения заметности для будущих летательных аппаратов. Дополнительно в ходе исследования были отмечены некоторые конструктивные решения

иностранных самолетов, которые требуют дальнейшего исследования для реализации их на отечественных самолетах 5-го и будущих поколений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. www.naukatehnika.com.
2. www.ru.wikipedia.org.
3. www.yandex.ru/images.
4. www.airwar.ru.
5. www.avia.pro.
6. www.interesnye-istorii.in.ua.
7. Rebecca Grant «THE RADAR GAME: Understanding Stealth and Aircraft Survivability».
8. Eugene F.Knott, John F.Shaeffer, Michael T.Tuley «Radar Cross Section».
9. David K.Barton, Sergey A.Leonov «Radar Technology Encyclopedia».
10. Daniel G.Swanson, Jr.Wolf J.R.Hoefen «Microwave Circuit Modeling Using Electromagnetic Field Simulation».

INVESTIGATION OF THE DESIGN FEATURES OF AIRCRAFT WITH LOW RADAR VISIBILITY

Osipov Vladislav Yurievich
Vlados.as@yandex.ru
(*Moscow Aviation Institute, Moscow*)

This study is aimed at identifying the advantages and disadvantages of technical solutions aimed at reducing the airframe RCS used on existing fifth-generation aircraft from around the world. The research carried out should help in the further design of new types of aviation equipment.

УДК 629.7

ИЗУЧЕНИЕ ПРОЦЕССА ТРАНСФОРМАЦИИ ЧЕШУЙЧАТОЙ СКЛАДЧАТОЙ СТРУКТУРЫ ДЛЯ МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Петров П.А.
13petrof@mail.ru
Научный руководитель: В.И. Халиулин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

В данной работе представлен один из типов четырех лучевой азимутальной складчатой структуры – чешуйчатая структура, которая может найти своё применение в звукопоглощающих и энергопоглощающих панелях. Была описана методика для расчёта положений узловых точек чешуйчатого гофра при изменении углов трансформирования, выведены уравнения и построены графики.

Введение

В конструкции современных летательных аппаратов нашли применение многослойные панели со складчатым заполнителем. Они обладают высокими механическими, звукоизоляционными свойствами, а также при их использовании становится возможным удаление влаги. Наиболее распространённым типом складчатой структуры является Z-гофр (рис.1, рис.2).

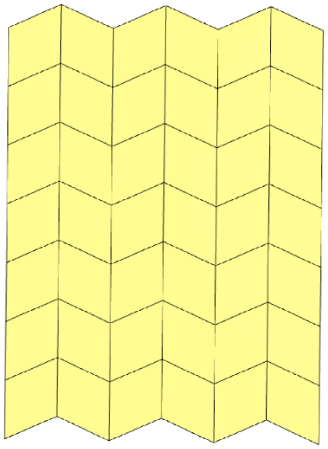


Рис.1. Развёртка Z-гофра
на плоскости.

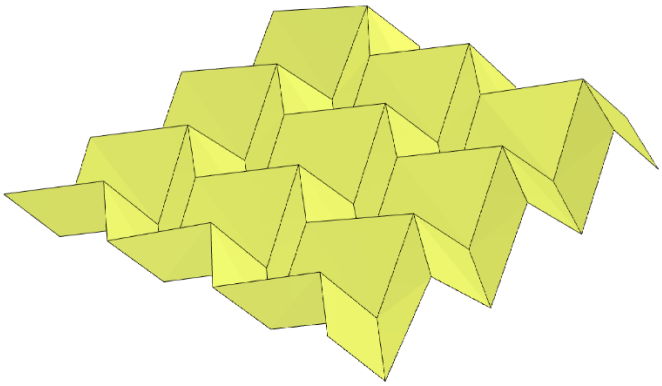


Рис.2. Модель чешуйчатого гофра
в полу сложенном состоянии.

Частным случаем Z-гофра является чешуйчатый гофр (рис.3, рис.4, рис.5, рис.6). Он относится к семейству четырехлучевой азимутальной структуры. Для него характерны такие признаки как - элементарный модуль содержит звезду с минимально возможным количеством лучей (ребер) 4; грани являются параллелограммами, элементарные модули располагается азимутально. Также чешуйчатый гофр обладает высокой степенью технологичности.

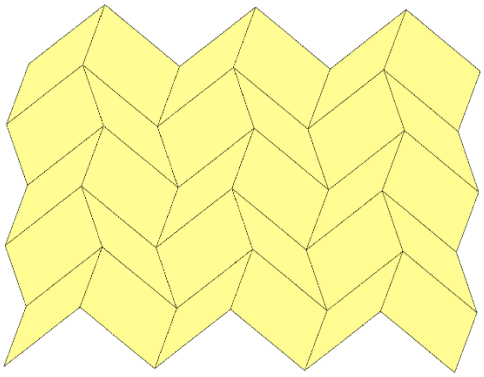


Рис.3. Развёртка чешуйчатого гофра.

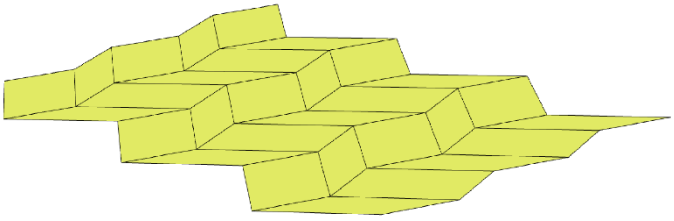


Рис.4. Развёртка чешуйчатого гофра
в изометрической проекции.

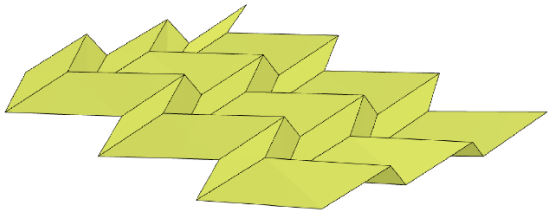


Рис.5. Модель чешуйчатого гофра
в полусложенном состоянии.

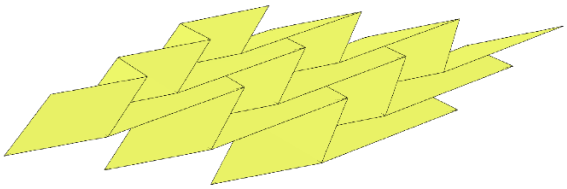


Рис.6. Модель чешуйчатого гофра
в сложенном состоянии.

Изучение процесса трансформирования

Изучение процесса трансформирования складчатой структуры основывается на выделении из объёма структуры элементарного модуля, потому что трансформирование может быть описано законом одного элементарного модуля.

Узловые точки пронумерованы, как показано на рисунке и обозначены T^* (T=0,1…7,8) – для развертки и T - для их положения в процессе трансформации. Рёбра, в процессе трансформирования, являются направленными отрезками (векторами). Будем обозначать их r_{ij}, где i – начальная, j – конечная точка отрезка. Длину каждого отрезка обозначим $|r_{ij}|$. Система координат будет совпадать с центральным узлом, горизонтальная плоскость с плоскостью развертки, считаем, что координаты всех точек заданы.

Сделаем условие, что в процессе трансформирования центральные ребра r_{02} и r_{06}, образующие зигзагообразные линии, всё время находятся в плоскости XOY. Понятно, что в процессе трансформирования элементарного модуля чешуйчатой структуры, перемещение всех ребер и граней однозначно связаны между собой. Таким образом процесс трансформирования можно задать угловым перемещением ребер r_{02} и r_{06} вокруг центрального узла в плоскости XOY. Скорости перемещения примем одинаковыми, а угол перемещения обозначим φ. На рис. 7 пунктирными линиями обозначено начальное положение рёбер чешуйчатой структуры. Текущие углы при трансформировании: $\varphi_2 = \alpha_2 + \varphi$ и $\varphi_6 = \pi - \alpha_6 + \varphi$

Для решения задачи необходимо установить взаимосвязь между перемещением узлов элементарного модуля с координатами этих узлов на развертке и изменением угла трансформирования φ.

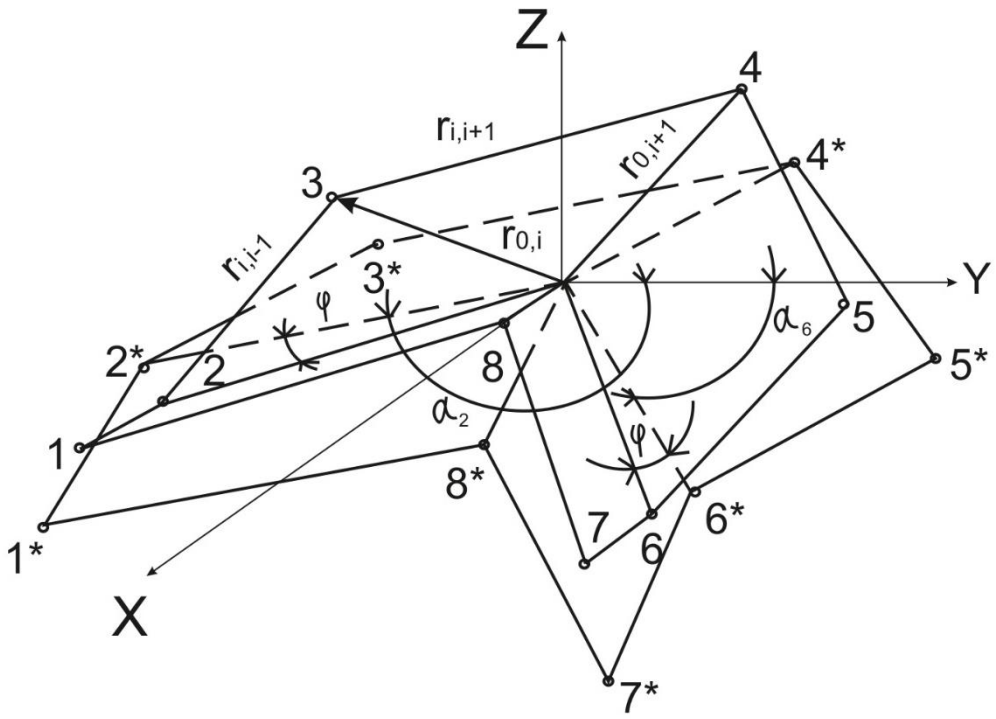


Рис.7. Векторная модель трансформирования чешуйчатого элементарного модуля.

Эта взаимосвязь была изучена и описана профессором Халиулиным В.И для трансформирования произвольного элементарного модуля [1]. Она представлена в виде следующих уравнений:

- для определения координат узлов с четными индексами (i=2,6)

$x_i = |r_{0i}| sin(\alpha_i \pm \varphi);\ y_i = |r_{0i}| \cos(\alpha_i \pm \varphi)\ ;\ z_i = 0$ (1.1)

И индексами (i=4,8)

$$x_i = \frac{[k_{i+2} y_{i-2} - k_{i-2} y_{i+2}]}{k_i};$$

$$y_i = \frac{[k_{i-2}x_{i+2} - k_{i+2}x_{i-2}]}{k_i} \quad (1.2)$$
$$z_i = \sqrt{|r_{0i}|^2 - (x_i^2 + y_i^2)};$$

где $k_{i-2} = x_{i-2}^* x_i^* + y_{i-2}^* y_i^*$, $k_{i+2} = x_{i+2}^* x_i^* + y_{i+2}^* y_i^*$,
$$k_i = x_{i+2}y_{i-2} - y_{i+2}x_{i-2}$$

А угол φ является заданным параметром трансформирования, $x_{i\pm2}^*, x_i^*, y_{i\pm2}^*, y_i^*$ - координаты соответствующих узлов на плоскости;

- для определения координат узлов с нечетными индексами

$$x_i = \frac{[k_{i+1}(x_{i+1}(y_{i-1}^2 + z_{i-1}^2) - a_i y_{i+1}) - k_{i-1}q_i y_{i+1}]}{k_i}$$
$$y_i = \frac{[k_{i-1}q_i x_{i+1} - k_{i+1}(a_i x_{i+1} - y_{i-1}(x_{i-1}^2 - z_{i-1}^2)]}{k_i} \quad (1.3)$$
$$z_i = \sqrt{|r_{0i}|^2 - (x_i^2 + y_i^2)}; \quad (i = 1,3,5,7),$$

Где,

$$k_i = x_{i+1}^2(y_{i-1}^2 + z_{i-1}^2) + y_{i+1}^2(x_{i-1}^2 + z_{i-1}^2) - 2x_{i+1}x_{i-1}y_{i+1}y_{i-1};$$
$$q_i = x_{i+1}y_{i-1} - y_{i+1}x_{i-1}, \qquad a_i = x_{i-1}y_{i-1};$$
$$k_{i+1} = x_{i+1}^* x_i^* + y_{i+1}^* y_i^*, \quad k_{i-1} = x_{i-1}^* x_i^* + y_{i-1}^* y_{i-1}^*.$$

Адаптируя данные уравнения под случай чешуйчатой структуры, получим следующую систему уравнений:

-для узлов i=2,6.

$$x_2 = |r_{02}|sin(\alpha_2 - \varphi);$$
$$x_6 = |r_{06}|sin(\alpha_6 + \varphi);$$
$$y_2 = |r_{02}|\cos(\alpha_2 - \varphi); \quad (1.4)$$
$$y_6 = |r_{06}|\cos(\alpha_6 + \varphi);$$
$$z_2 = 0, z_6 = 0$$

Координаты z равны нулю так как в процессе трансформирования центральные ребра r_{02} и r_{06}, образующие зигзагообразные линии, всё время находятся в плоскости XOY.

На разметке координаты x узлов 4 и 8 равноудалены от центра, а координаты y равны (рис.8), поэтому справедливо равенство: $x_4 = -x_8$, $y_4 = y_8$, поэтому конечные уравнения для узлов i=4,8 будут выглядеть следующим образом:

$$x_4 = -x_8 = \frac{(x_6^* x_4^* + y_6^* y_4^*)y_2 - (x_2^* x_4^* + y_2^* y_4^*)y_6}{x_6 y_2 - y_6 x_2} * (\pm 1) \quad (1.5)$$
$$y_4 = y_8 = \frac{(x_2^* x_4^* + y_2^* y_4^*)x_6 - (x_6^* x_4^* + y_6^* y_4^*)x_2}{x_6 y_2 - y_6 x_2}$$
$$z_4 = \sqrt{|r_{04}|^2 - (x_4^2 + y_4^2)}; \quad (1.6)$$
$$z_8 = \sqrt{|r_{08}|^2 - (x_8^2 + y_8^2)};$$

Аналогично и для узлов i=1,3,5,7:

$$x_3 = x_5 = \frac{[(x_4^* x_3^* - y_4^* y_3^*)(x_4 y_2^2 + x_4 z_2^2 - x_2 y_2 y_4) - (x_2^* x_3^* + y_2^* y_3^*)(x_4 y_2 - y_4 x_2)y_4]}{x_4^2 y_2^2 + y_4^2 x_2^2 - 2x_4 x_2 y_4 y_2}$$
$$x_1 = x_7 = \frac{[(x_8^* x_7^* - y_8^* y_7^*)(x_8 y_6^2 + x_8 z_6^2 - x_6 y_6 y_8) - (x_6^* x_7^* + y_6^* y_7^*)(x_8 y_6 - y_8 x_6)y_8]}{x_8^2 y_6^2 + y_8^2 x_6^2 - 2x_8 x_6 y_8 y_6} \quad (1.7)$$
$$y_1 = y_3 = \frac{[(x_2^* x_3^* + y_2^* y_3^*)(x_4 y_2 - y_4 x_2)x_4 - (x_4^* x_3^* + y_4^* y_3^*)(x_2 y_2 x_4 - y_2 x_2^2 - y_2 z_2^2)]}{x_4^2 y_2^2 + y_4^2 x_2^2 - 2x_4 x_2 y_4 y_2}$$

$$y_1 = y_3 = \frac{[(x_6^* x_7^* + y_6^* y_7^*)(x_8 y_6 - y_8 x_6)x_8 - (x_8^* x_7^* + y_8^* y_7^*)(x_6 y_6 x_8 - y_6 x_6^2 - y_6 z_6^2)]}{x_8^2 y_6^2 + y_8^2 x_6^2 - 2x_8 x_6 y_8 y_6}$$

$$z_{1,3,5,7} = \sqrt{|r_{01,03,05,07}|^2 - (x_{1,3,5,7}^2 + y_{1,3,5,7}^2)}; \quad (1.8)$$

Сделаем замечание, что в процессе трансформации координаты z всех узлов кроме 2 и 6 остаются равными, поэтому для расчётов координаты z этих узлов можно пользоваться любой из формул (1.6), (1.7), (1.8).

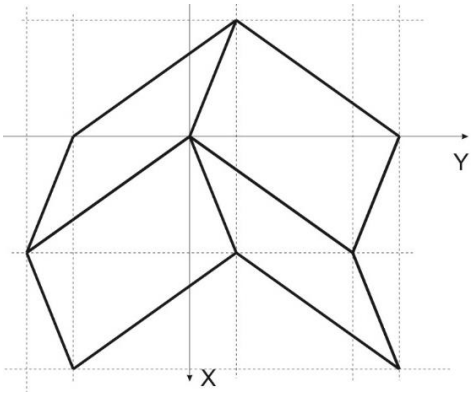


Рис.8. Элементарный модуль чешуйчатого гофра.

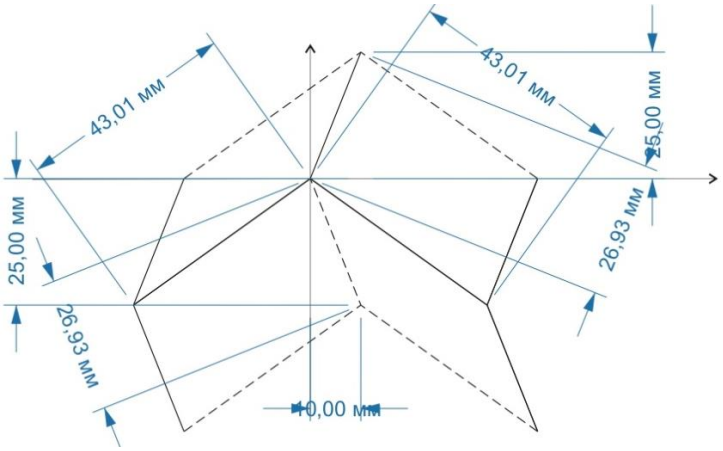


Рис.9. Размеры произвольного элементарного модуля

Пример

Рассмотрим данные зависимости на конкретном примере (рис. 9). Имеем элементарный модуль с указанными размерами. В качестве примера найдем координаты узла 2. На данном этапе мы не можем оценить предельные углы трансформирования, т.е. углы, при которых наша конструкция полностью складывается. Для этого необходимо найти значения φ, когда координаты z_4 и z_8 равны нулю. Поэтому мы в качестве примера рассмотрим интервал 0-100°. Подставляя наши значения в уравнения (1.4), получаем следующие координаты (табл.1) и графики (рис.10, рис 11).

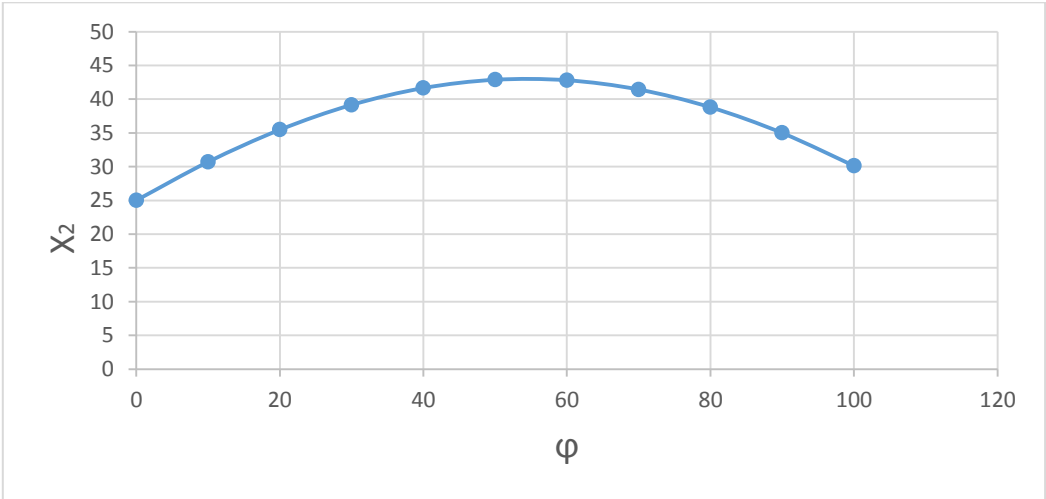


Рис.10. Зависимость между координатой x_2 и углом φ.

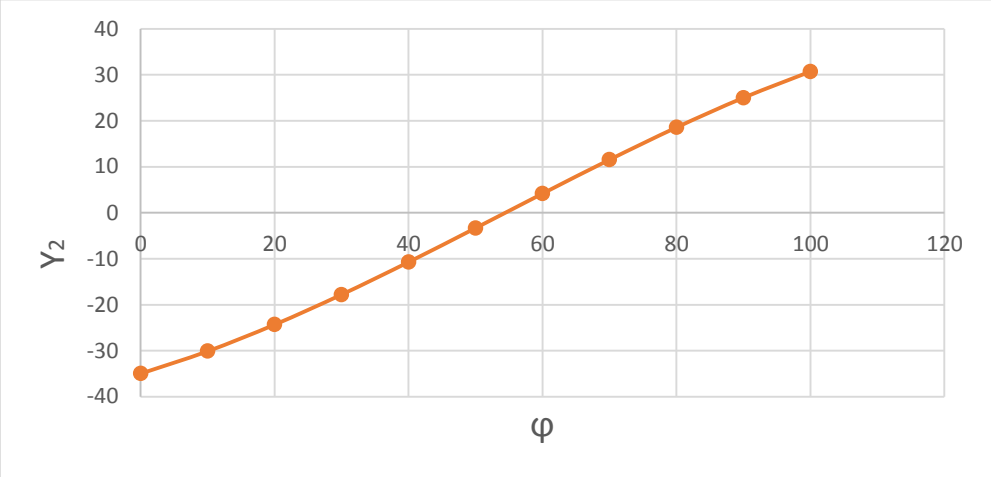


Рис.11. Зависимость между координатой y_2 и углом φ.

Таблица 1

Координаты x и y для узла 2.

φ°	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
x2, мм	25,00	30,70	35,46	39,15	41,64	42,88	42,80	41,43	38,80	34,99	30,11
y2, мм	-34,99	-30,11	-24,33	-17,80	-10,73	-3,33	4,15	11,53	18,55	25,00	30,70

Заключение

Таким образом мы получили систему уравнений для определения закона трансформирования чешуйчатой складчатой структуры, которая может быть использована как при разработке технологии изготовления данного типа структуры, так и при проектировании оборудования. Сама же чешуйчатая структура имеет большой потенциал для использования в конструкциях, где важны удельные механические характеристики, а также способность к шумо- и энергопоглощению.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Халиулин В.И. Технология регулярных складчатых конструкций: дис.док.тех.наук: 05.07.04. – Казань, 1996. – 64 с.

STUDY OF THE PROCESS OF TRANSFORMATION OF A SCALY FOLDED STRUCTURE FOR MULTILAYER PANELS

Petrov P.
13petrof@mail.ru
Supervisor: V. Khaliullin, Doctor of Technical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan)

This paper presents one of the types of a four-beam azimuthal folded structure – a scaly structure that can find its application in sound-absorbing and energy-absorbing panels. A method was described for calculating the positions of the nodal points of the scaly corrugation when the transformation angles change, equations were derived and graphs were constructed.

УДК 629.7

К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ СКЛАДЧАТОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ В КОНСТРУКЦИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Петров П.А.
13petrof@mail.ru
Научный руководитель: В.И. Халиулин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

В данной работе приведена классификация складчатых структур по геометрическим признакам, продемонстрированы примеры применения складчатых структур в летательных аппаратах, проанализированы некоторые свойства складчатых структур и сделаны выводы.

Введение

Традиционно одной из главных проблем авиации и космонавтики является снижение веса. В связи с этим ежегодно появляются новые методики, конструкции и технологии, которые способствуют этому. Для снижения конечного веса, а также придания новых физико-механических свойств в летательных аппаратах широко применяются многослойные панели с различным заполнителем. Самыми распространёнными являются сотовые заполнители. Их преимуществами являются высокие характеристики усталостной прочности, жёсткости, теплоизоляционные свойства и многое другое. Однако они не лишены недостатков таких как: низкая ударная и сдвиговая прочность, невозможность удаления конденсата из внутренней полости многослойной панели. Использование складчатого заполнителя позволяет лишить многослойные конструкции этих недостатков, а также расширить номенклатуру многослойных конструкций разной конфигураций, в том числе с двойной кривизной. Однако вопросы их применения остаются малоизученными.

Основные сведения о складчатых структурах

Складчатыми структурами называются пространственные регулярные конфигурации с рельефом, которые получают из плоскости путем ее складывания по отмеченным на развертке линиям. Складчатые структуры делаться на рядовые и полюсные.

Рядовыми называются такие складчатые структуры, которые характеризуются присутствием одной или двух плоскостей зеркальной симметрии или её отсутствием. Осевая симметрия имеет степень не более двух, а элементарные модули в рядовых складчатых структурах располагаются на параллельных рядах (рис.1).

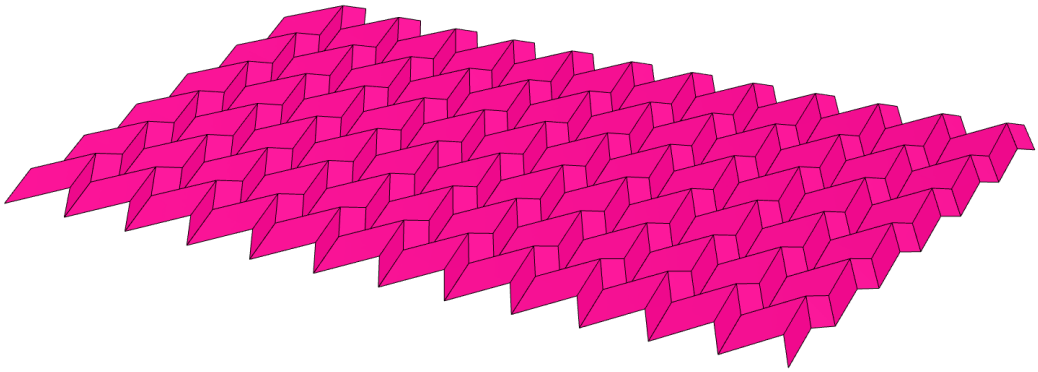


Рис.1. Пример рядовой складчатой структуры

Полюсными структурами называются складчатые структуры, у которых в элементарном модуле располагается геометрический центр или по-другому полюс, вокруг которого формируются так называемы звёзды, при этом степень осевой симметрии не ниже трёх (рис.2).

Складчатые структуры обладают таким свойствами как:

- Высокая прочность и жесткость
- Хорошая ударостойкость
- Хорошие акустические характеристики, как при звукоизоляции, так и при звукопоглощении
- Возможность изготовления структур из широкого спектра материалов
- Простая технологическая схема изготовления заполнителей без дополнительных операций склейки, нарезки и пропитки заполнителя.[1]

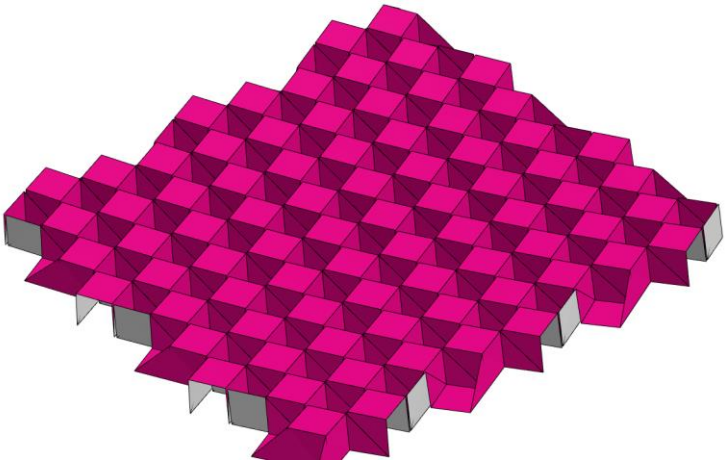


Рис.2. Пример полюсной складчатой структуры

Примеры внедрения складчатого заполнителя
в конструкции летательных аппаратов

Несмотря на свою относительную новизну, складчатые структуры постепенно находят применения в различных конструкциях. Например, в лёгком четырёхместном самолете МВЕН-3 Мурена (рис.3) многослойные композиционные панели используются в больше части фюзеляжа и оперения, а заполнителем в этих панелях является сотовый заполнитель. [2]

Рис.3 Самолет МВЕН-3 Мурена

В авиации помимо снижения веса решаются задачи борьбы с шумом в летательных аппаратах. Как известно, двигатель является основным источником шума на самолете. Поэтому во время проектирования применяются специальные конструкционные решения, которые должны выполнять такие функции как восприятие нагрузок, обеспечение герметичности, вибростойкости и теплоизоляции, так и снижение уровня шума. В

отечественных турбовентиляторных двигателях, разработанных КБ «Авиадвигатель» ПС-90А (рис.4), для снижения уровня шума используются специальные звукопоглощающие панели (ЗПК), выполненные из композиционных полимерных материалов.[3] Одной из разрабатываемых модификаций ЗПК являются панели с сотовым заполнителем из арамидной бумаги. Поглощение звука здесь происходит за счёт потери энергии звуковой волны из-за трения при прохождении воздуха через материал складчатого заполнителя, а также трения внутри каналов самой многослойной панели. Также складчатый заполнитель прекрасно подходит по критерию весовой эффективности.

В небольших бизнес-джетах панели со складчатым заполнителем нашли применение в аэродинамических обтекателях на фюзеляже, на передней и задней кромке крыла, а также на поверхностях управления.

Рис.4 Двигатель ПС-90А

Заключение

Многослойные конструкции с использованием сотового заполнителя в своём большинстве сохраняют все свойства других заполнителей. Однако, за счёт особенностей геометрии складчатой структуры, многослойные конструкции со складчатым заполнителем обладают большим диапазоном эффективного звукопоглощения, чем конструкции с сотовым заполнителем. По диапазону эффективного снижения шума конструкция со складчатым заполнителем не уступает панелям на основе пористых звукопоглощающих материалов. Также немаловажным преимуществом конструкций со складчатым заполнителем является практически полное удаление конденсата из полостей оболочки. Гофры располагаются таким образом, что влага естественным образом сливается по каналам и удаляется в атмосферу. Конструкция складчатого заполнителя позволяет использовать для изготовления широкий перечень материалов. Складчатую структуру можно изготавливать из различной бумаги, картона, стеклоткани, металла и многих других материалов, за счёт высокой технологичности конструкции. Это позволяет подбирать складчатый под разный бюджет и задачи. Эти и многие другие свойства делают конструкции со складчатым заполнителем одними из перспективных в авиакосмической инженерии. Однако остаются открытыми вопросы расчёта данных конструкций и изготовления необходимого технологического оборудования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Халиулин В.И. Технология регулярных складчатых конструкций: дис.док.тех.наук: 05.07.04. – Казань, 1996. – 30 с.

2. Файзулина Н.М. Конструкция и технология изготовления полимерного складчатого заполнителя с плоской площадкой контакта: дис.кан.тех.наук: 05.07.04. – Казань, 2017. – 93 с.

3. Авиация понятная всем. О двигателе ПС-90А, его применении и развитии [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://avia-simply.ru/dvigatel-ps-90a/ (дата обращения 25.09.2021).

ON THE ISSUE OF THE USE OF FOLDED FILLER IN AIRCRAFT STRUCTURES

Petrov P.
13petrof@mail.ru
Supervisor: V. Khaliullin, Doctor of Technical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this paper, the classification of folded structures according to geometric features is given, examples of the use of folded structures in aircraft are demonstrated, some properties of folded structures are analyzed and conclusions are drawn.

УДК-629.735.3

БЕСПИЛОТНЫЙ КОНВЕРТОПЛАН ДЛЯ ДОСТАВКИ МАЛОГАБАРИТНЫХ ГРУЗОВ В ТРУДНОДОСТУПНЫЕ МЕСТА

Руфин Д.А., Степин К.Д.
Rufin.rcz@gmail.com, stepinkastet2002@mail.ru
Научный руководитель: В.А. Терешонков
(Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва)

В данной статье рассматривается проблема создания беспилотного летательного аппарата, способного доставлять малогабаритные грузы на территории, к которым затруднён доступ на распространённых видах транспорта, а также на территории с осложнёнными климатическими условиями.

Сегодня существует довольно много труднодоступных территорий, на которых есть размещены населения. Существует достаточно большое количество мест, отрезанных от цивилизации. Это могут быть жилые участки -деревни, поселки к которым невозможно подобраться, из-за отсутствия дорог и путей сообщения, вследствие чего доставка грузов стандартными способами становится неудобной, нерентабельной и невероятно дорогой. А так же из-за климатических катастрофы, которые обрубают доступ к транспорту.

Все способы доставки грузов в такую местность и в такие условия- это внедорожные автомобили, зимники, вертолеты, но они хорошо подходят только в том случае, если необходимо доставить человека или крупногабаритный груз, в то время как для доставки малогабаритных грузов, таких как лекарства, средство связи, навигаторы и другие мелкие посылки, можно использовать намного более эффективные средства доставки [1]. Прекрасно понимаем, что вертолету нужно для срочной доставки груза времени от 2-х часов и необходимо подготовленная площадка, а используя беспилотник возможно доставить мелкий груз за минут 30 и осуществить взлет и посадку на неподготовленной местности.

Основная идея заключается в создание прототипа беспилотного грузового авиационного комплекса с возможностью вертикального взлёта-посадки на неподготовленную поверхность, предназначенного для перевозки малогабаритных грузов в труднодоступные и/или удалённые населённые пункты за максимально короткое время [2].

Проведем сравнительный анализ существующих и эксплуатирующих БВС приведены в табл. 1

Таблица 1

Сравнения аналогов БВС

Название	Характеристики	Минусы	Плюсы
DHL Parcelcopter (Wingcopter 178)	Размер 48x178x146 см Маскимальная взлетная масса 18кг Максимальная масса груза 6кг Максимальная дпльность полнта с грузом 35 км Практический потолок 5000 м Рабочая температура от 0 до 40 С Максимальная скорость в режиме самолета 42м/с Максимальная скорость в режиме квадрокоптера 42м/с	Максимальная дистанция полета с грузом - 60 км Отсутствие возможности сброса груза Не предполагает эксплуатацию при низких температурах	Эффективное использование двигателей Малые габариты Использование композитов Высокое аэродимическое качество
Zipline	Максимальная масса груза 1.75 кг Максимальная дальность полета туда обратно 160 км Скорость полета 128 км/ч Масса 21 кг Размер 218x3000x330 см	Отсутствие вертикального взлета посадки Не предполагает эксплуатацию при низких температурах Для взлета нужна катапульта Максимальный вес груза 1.75 кг	Высокая грузоподьемность Высокая эффективность планера
Google Wing	Размер 130x100x25 см Масса 5.2 кг Скорость полета 104 км/ч Максимальная дистанция полета 20 км Масксимальная массса груза 1.2 кг	Дальность полета 40 км Максимальный вес груза 1.3 кг Не предполагает эксплуатацию при низких температурах Не предполагает эксплуатацию в труднодоступной местности Малая эффективность из-за использования большого количества моторов	Малый размер Простота конструкции

Название	Характеристики	Минусы	Плюсы
БАС-200	Максимальная взлетная масса 200 кг Масса коммерческой нагрузки 50 кг Длина аппарата 3,9 м Максимальная дальность полета до 430 км Максимальная скорость до 160 км/ч Продолжительность полета до 4ч Практический потолок до 3900 м	Малоэффективен на малых дистанциях Малоэффективен для доставки небольших грузов За счет использования вертолетной схемы не такая высокая дальность полета	Грузоподьемность 50кг Возможность вертикального взлета посадки Двигатель внутреннего сгорания

Проанализировав аналоги мы пришли к выводу что конструкция беспилотника Wingcopter является наиболее удачной для пременения под нашу основную цель. В тоже время у такой конструкции есть ряд конструкционных недочетов, которые требует изменения для создания максимально эффективной конструкции [3-6].

Проведя работу с существующими беспилотными транспортными летательными аппаратами и анализ востребованности таких летательных аппаратов на производственно-эксплуатационном рынке определены необходимые характеристики и особенности конструкции:

- Дальность полета 100 км при температуре 0℃ и слабом ветре
- Крейсерская скорость около 100 км/ч
- Возможность вертикального взлета/посадки.
- Сбрасываемый отсек с грузом.
- Возможность разделения отсека на 2 и более частей для увеличения эффективности доставки в случае множества малогабаритных грузов.
- Автоматизация полета (возможность совершения полностью автоматического полета)
- Оптимизация конструкции благодаря установке аккумуляторов (21700) в лонжерон
- Возможность полета при отрицательных температурах благодаря установки систем обогрева электроники и аккумуляторов.
- Компактность благодаря съемным консолям крыла.
- Модульность за счет возможности смены модуля с винтомоторной группой.

Россия - это большая страна с множеством населенных пунктов, разбросанных по всей территории. Существует множество деревень, поселков, отрезанных от городов из-за отсутствия дорог. Но необходимость в экстренной доставке медикаментов, почты и малогабаритных посылок, к сожалению, никуда не пропадает. Из-за отсутствия дорог доставка в такие места может быть довольно дорогой и долгой, к тому же не всегда возможной из-за плохих погодных условий, снега или паводков. Рассмотрим каждый способ доставки по отдельности.

Доставка внедорожниками, болотоходами и другим внедорожным транспортом - довольно эффективный и недорогой способ доставки грузов весом около 200 кг в удаленные населенные пункты. Но важно наличие тропы для проезда, поэтому данный способ доставки невозможен после обильных дождей, паводков, зимой. Также из-за малой скорости невозможна быстрая доставка, например, медикаментов.

Доставка вертолетом. Данный тип транспорта довольно популярен особенно в северных территориях. Но вертолет — это очень дорогой вид транспорта цена полетного часа начинается от 60 000р, что делает его целесообразным только в случаях, когда необходима доставка людей либо большого количества грузов на дальние расстояния.

Разобрав основные виды доставки, можно представить нашу бизнес модель. Конвертоплан предполагается использовать для регулярных доставок малогабаритных грузов на относительно небольшой территории.

Можно выделить три этапа развития проекта БВС:

1.Односторонняя доставка из базовых центров. Определяется территория, на которой необходимо осуществлять доставку. На ней выделяют необходимое количество центров базирования дронов, исходя из того что дальность полета самолета составляет приблизительно 100 км, беспилотник должен иметь возможность перелететь из одного центра в другой. Также важно, чтобы к центру базирования был возможен быстрый подъезд машин. Это позволит наладить непрерывную доставку груза на территории порядка 80 километров. Данный вариант подходит для территорий с большой плотностью населенных пунктов.

2.Доставка груза с выездом. В этом случае оператор дрона вместе с грузом по обычной дороге доезжает до места на котором возможен запуск дрона. Далее производится запуск на территорию радиусом до 50 км, сброс груза и возврат дрона к оператору для подготовки к следующему вылету. Данный способ целесообразен, когда нет необходимости в большом количестве полетов. При этом он идеально подходит для разовой доставки.

3.Помощь спасателям. Довольно часто в горной местности во время восхождений на гору происходят чрезвычайные ситуации. Тогда на помощь отправляют спасателей, но, так как спасатели могут добираться до больного довольно долго, можно отравить к пострадавшему дрон с необходимыми медикаментами и оборудованием, которые помогут спасти жизнь до прихода спасателей, либо до того, как за пострадавшим прилетит вертолет.

летательного аппарата представляет собой беспилотный конвертоплан. Винтомоторная группа представлена 4-мя электродвигателями с импеллерами. Двигатели расположены на подвесных гондолах и оснащены поворотным механизмом. Сервоприводы поворотного механизма вынесены за пределы гондолы и закрыты обтекателями для уменьшения лобового сопротивления. Данная схема позволяет достаточно легко производить переход от самолетного режима полета к квадрокоптерному режиму. Также за счет использования 4 двигателей которые работают как в самолетном, так и в квадрокоптером режиме мы существенно экономим вес и место в беспилотнике. На рис.1 изображена 3D-модель проекта.

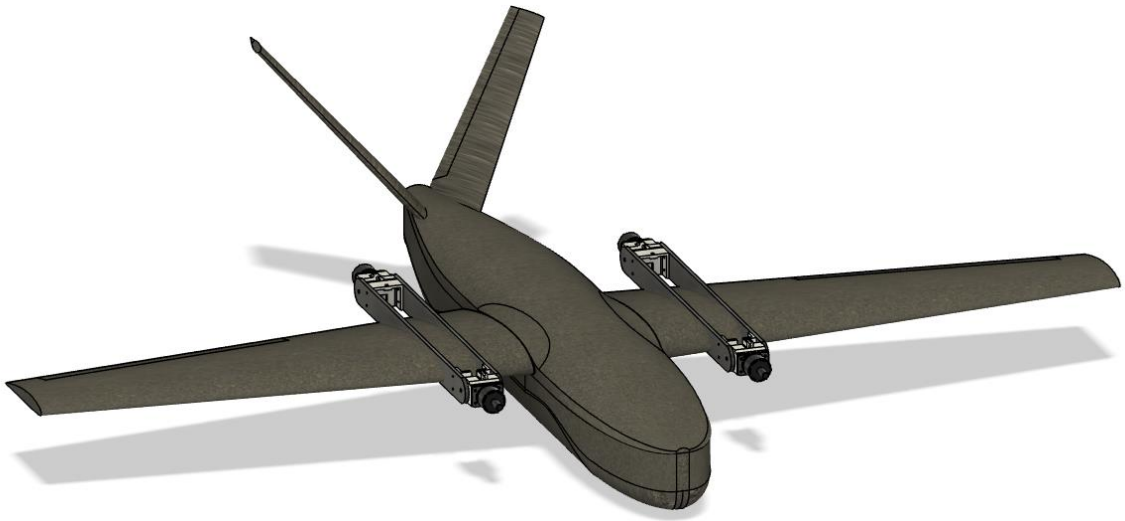


Рис. 1 3D-модель проекта

Фюзеляж выполнен по балочно-обшивочной силовой схеме. Основная нагрузка распределяется между лонжероном, выполненным из алюминиевого профиля квадратного

сечения, и обшивкой, выполненной из композитных материалов. Конструкция фюзеляжа позволяет разместить необходимую электронику, системы управления и АКБ во внутреннем пространстве. Также он имеет плоское дно и эллипсообразную форму приплюснутую форму. Что позволяет разместить на нижней части капсулу с грузом достаточно большого размера при том, что сам беспилотник имеет не очень большие габариты. Также за счет того, что вся нижняя часть фюзеляжа позволяет устанавливать груз есть возможность при необходимости разбить капсулу на несколько штук и производить сброс по очередно в разных точках. Также несомненным плюсом внешнего расположения груза является то, что нет необходимости делать объёмный фюзеляж и сложную систему выброски груза что снижает аэродинамическое сопротивления во время возврата в базовый центр и упрощает механизм сброса. Также для обеспечения возможности полета при отрицательных температурах внутренняя часть фюзеляжа будет многослойной (слои фольгированного пенополистирола) а также отсеки под полетный контроллер, электроника и аккумуляторы будут оснащены нагревающими пластинами и термодатчиками для поддержания необходимой температуры. Еще у фюзеляжа будет защита от влаги за счет цельной конструкции и резиновых уплотнителей.

Крыло прототипа выполнено по лонжеронной схеме с усиленной обшивкой. Лонжерон выполнен из алюминиевого профиля квадратного сечения, обшивка крыла выполнена из композитных материалов. Крыло имеет трапециевидную форму такая конструкция имеет меньшее воздушное сопротивление по сравнению с прямым крылом и при этом достаточно проста в изготовлении и обслуживании. Законцовка крыла - съёмная, что позволяет разместить в лонжероне дополнительные АКБ для увеличения дальности полёта.

Управление ЛА в горизонтальном полёте по каналу крена выполняется с помощью элеронов. Для облегчения конструкции и избежания затенения стабилизатора рули направления и высоты объединены, хвостовая часть V-образная [8]. Отклонение управляющих поверхностей происходит с помощью сервоприводов, расположенных в крыле и фюзеляже. Управление ЛА в режиме висения происходит с помощью дифференциального управления тягой двигателей.

В конструкции конвертоплана планируется использование композитных материалов.

Обшивка фюзеляжа и крыла выполнена путём формования по матрице из углеродной однонаправленной ткани CWrap Fabric 230/300 и эпоксидных смол CWrap Polimer 230.

Лонжероны крыла и фюзеляжа выполнены из алюминиевого профиля марки Д16Т методом фрезирования. Фурнитура выполнена из ABS-пластика по технологии 3D печати.

В табл. 2.3 представлены характеристики материалов.

Таблица 2

Углеродное волокно

Волокно	Toray T700SC-12K
Количество филаментов	12000 шт
Прочность на разрыв	> 4900 МПа
Модуль упругости	> 250 ГПа
Удлинение при разрыве	< 1,8%

Таблица 3

Эпоксидная смола

Предел прочности при растяжении	68 МПа
Модуль упругости при растяжении	3,3 ГПа
Предел прочности при сжатии	76,4 МПа
Модуль упругости при сжатии	3 ГПа
Предел прочности при изгибе	82,7 МПа
Модуль упругости при изгибе	3,1 ГПа
Удлинение	не более 5%

Силовая установка состоит из пропеллера - T-motor NS14x4.8 и электромотор - T-motor MN3515 KV400. 4*2.2 кгс, с max потреблением тока в 13.7А

Характеристики подобранной винтомоторной группы позволяют ЛА нести полезную нагрузку весом до 3-х кг в режиме вертикального полёта, а также поддерживать скорость 100 км/ч в горизонтальном полёте при тяге в 40% от максимальной, что существенно уменьшает потребление электроэнергии, следовательно, увеличивает дальность полёта до необходимых значений.

Следует заметить, что конструкция аппарата подразумевает модульность, что позволяет использовать иные винтомоторные группы с иными характеристиками, более подходящими под условия поставленной задачи.

Первичные размера проектируемого беспилотного летательного аппарата:

a. Размах крыла 2500мм
b. Длина фюзеляжа 1800мм
c. Площадь крыла 4050 см2
d. Высота 500мм
e. Масса в первом приближении 3000гр

Как видно из статьи в сейчас существуют все предпосылки к созданию беспилотных воздушных судов доставки малогабаритных грузов в труднодоступные места. На данный момент одновременно несколько стран занимаются разработкой подобного типа летательного аппарат. Проработанная конструкция позволит решить проблему доставки малогабаритных грузов, медикаментов для оказания первой медицинской помощи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Брезгин Г.Д., Андреев П.С. Беспилотный поливочный самолёт «GA Aircraft 20». Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Издательство «Перо», 2021.

2. Васькова В.С. Сравнение тактико-технических характеристик БПЛА для патрулирования горных регионов. Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Издательство «Перо», 2021.

3. http://robotrends.ru/robopedia/dostavka-bespilotnikami-gruzov

4. https://flyzipline.com/

5. https://www.flirtey.com/

6. https://www.rolandberger.com/en/Insights/Publications/Cargo-drones-The-future-of-parcel-delivery.html

7. https://wingcopter.com/

8. Шмыров И.Б., Петров И.А. Возможности инженерного метода предварительного проектирования на примере модернизации необитаемой глубоководной буксируемой системы "АБИСАЛЬ 3" В сборнике: XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых). Материалы Международной молодёжной научной конференции. В 6-ти томах. 2019. С. 408-411.

UNMANNED CONVERTER PLANE FOR DELIVERY OF SMALL LOADS TO DIFFICULT TO ACCESS PLACES

Rufin D.A., Stepin K.D.
Rufin.rcz@gmail.com, stepinkastet2002@mail.ru
Scientific adviser: V.A. Tereshonkov
(Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow)

This article discusses the problem of creating an UAV capable of delivering small-sized cargo in areas that are difficult to access by common modes of transport, as well as in areas with complicated climatic conditions.

УДК629.7.025.35

РАЗРАБОТКА ОСНАСТКИ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА КОМПОЗИТНОГО ЗАКРЫЛКА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА

Сергеев Д.С.
Dimon-s-s99@bk.ru
Научный руководитель: Н.А. Рынгач, к.т.н., доцент
(Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск)

В работе рассмотренопроектирование оснастки для изготовления композитного закрылка, выбран материал изготовления оснастки и метод формования композитного материала, а также проведен расчёт на прочность закрылка.

Введение

За всё время существования авиационной отрасли перед конструкторами стояла задача создания надёжного, прочного летательного аппарата, но, к сожалению, создание таких машин требовало жертв, а именно – слишком большая масса. В мире летательных аппаратов, где задача снижения массы стоит очень остро, использование композиционных материалов даёт второе дыхание и новые возможности для создания самолётов.

Существуют разные композитные материалы (Волокнистые, дисперсно-упрочненные, стекловолокниты и т.д.) имеющие разные свойства, что позволяет находить им применение практически во всех связанных с авиацией. В таблице 1 из [1] приведены сравнительные свойства конструкций материалов.

Таблица 1

Свойства	Стекловолокниты		Органоволокниты	Углеволокниты с углеродными волокнами		Бороволокниты, волокна B/W	Сплавы		
	Стекло E	Стекло S		Высокопрочные	Высокомодульныне		Al	Ti	Fe
Плотность, г/см^3	2.1	2.0	1.25-1.441	1,6-2,15	1,6	2,0-2,7	2,7-2,8	4,5-4,8	7,8-8,1
Усталочная прочность, МПа	200/140		-/180	350/250			130	500	550
Вибропрочность, МПа	300/650		-/900	420/800			До 90	15	330
Термонагруженность, ГПа/к (г/см^3)	3.0		1.4	1,08		10,8	16,8	10	24
Удельная прочность, ГПа (г/см^3)	0.7-1.00/0.5-0.6		1.4-1.8/0.8-1.2	0,7-1,0/0,4-0,6		0,6-0,3	0,14-0,16	0,27	0,16-0,24
Удельный модуль упругости ГПа(г/см^3)	21-32/11-2		59-70/39-46	80-120/53-80		123	27	22-24	25-29

Метод изготовления изделия

Вакуумное формование (рис.1) с эластичной оболочкой может быть использовано для деталей любой конфигурации, в том числе для скорлупных деталей и любых деталей с двойной кривизной. Используется чаще всего в случаях, когда нельзя или нецелесообразно применять высокие давления формования.

Подготовленный к отверждению пакет помещают в вакуумный мешок (под эластичную оболочку). Суть вакуумного мешка заключается в распределении давления по всей области формуемого изделия, таким образом предотвращая образование зон, в которых материал мог бы недопрессовываться. Материал вакуумного мешка подбирается таким образом, чтобы при воздействии высоких температур мешок не расплавился, а также имел низкую газопроницаемость, для обеспечения постоянного вакуума. Поэтому наибольшее распространение получили эластичные оболочки из полиимидных и полиамидных пленок.

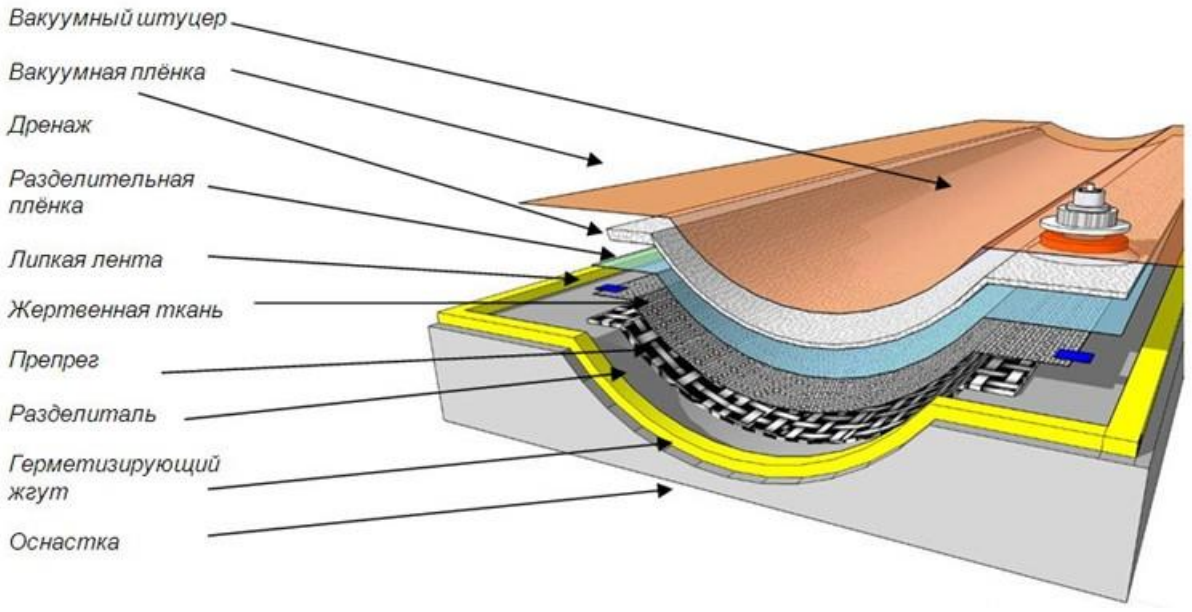


Рисунок 10 - Схема вакуумного формования

Эластичная оболочка, покрывающая набранный пакет, должна обеспечивать герметизацию, для этого по контуру оболочка склеивается герметизирующими жгутами, термостойкими герметиками, лентами с двусторонним липким слоем. Штуцеры для подсоединения к вакуумной линии и манометрам обычно вплавляют или вклеивают внутрь диафрагмы при её изготовлении.

Благодаря образующемуся перепаду давлений с разных сторон эластичной оболочки изделию придается необходимая форма и оно уплотняется за счет устранения пустот и удаления излишков смолы. Вентиляционная система, связанная с атмосферой или вакуумом, предназначена для вывода захваченного воздуха, побочных летучих продуктов отверждающегося материала и избытков смолы. Отверждение осуществляется в термошкафу. Основные параметры процесса: температура, давление, время выдержки, скорости нагрева/охлаждения.

Выбор материала оснастки

Главная особенность производства изделий из ПКМ заключается в том, что одновременно производится не только сама деталь, но и материал, из которого она состоит, поэтому контролю подвергается не только сама деталь, но и материал, из которого она изготовлена. Из-за невозможности достаточно точно прогнозировать конечные свойства материала необходимо использовать образцы-свидетели, которые проходят полный

технологический цикл изделия и подвергаются разрушающему контролю для определения механических характеристик. Для этого в конструкцию изделия специально предусматривают место для образцов-свидетелей либо они создаются отдельно и проходят весь технологический цикл вместе с деталью.

При изготовлении оснастки, особенно такой, которая подвергается нагреву вместе с изделием, необходимо учитывать множество факторов. Главным фактором, влияющим на точность и качество изделия, является учет теплового расширения оснастки, кроме того, необходимо обеспечить минимальный перепад температуры по всей поверхности оснастки для равномерного нагрева и охлаждения изделия, поэтому предпочтительней использовать тонкостенные конструкции.

Материалы используемые для изготовления оснастки приведены в таблице 2 из [1].

Таблица 2

Материал оснастки	Коэффициент термического расширения	Теплопроводность	Относительная стоимость	Стоимость обработки	Долговечность
Алюминий	Большой	Хорошая	Средняя	Средняя	Средняя
Сталь	Средний	Хорошая	Средняя	Высокая	Большая
Инвар	Небольшой	Небольшая	Средняя	Высокая	Большая
Углепластик	Небольшой	Небольшая	Высокая	Высокая	Небольшая
Стеклопластик	Небольшой	Небольшая	Средняя	Средняя	Небольшая
Керамика	Небольшой	Небольшая	Высокая	Высокая	Средняя
Никель	Небольшой	Средняя	Высокая	Средняя	Высокая

В основном распространена металлическая оснастка из-за дешевизны и долговечности. Алюминий – наиболее легкий и простой в обработке материал, обладающий хорошей теплопроводностью. Одним из недостатков, но в то же время достоинством является коэффициент его термического расширения. С одной стороны, это ограничивает размеры, сложность обводов, точность и максимальную температуру нагрева оснастки 200 °С, с другой – позволяет использовать алюминиевые оправки для создания внутреннего давления на формуемую деталь. Стальная оснастка позволяет повысить размеры и температуру обработки, но все же обладает значительным коэффициентом термического расширения. Стальная оснастка тяжелее алюминиевой, но это проблема решается созданием вентилируемой оболочечной оснастки с ребрами жесткости. При использовании ребер жесткости необходимо учитывать их воздействие на процесс остывания оснастки. Оснастка из инвара имеет практически нулевой коэффициент термического расширения, но небольшую теплопроводность. К недостаткам можно отнести высокую стоимость, сложность со сваркой и необходимость использовать фитинги из инвара для обеспечения герметичности.

Ввиду экономичности и подходящими для выбранного метода свойствами идеальным материалом является алюминий, так как это легкодоступный и относительно дешёвый материал, легко обрабатываемый, обладает меньшей, по сравнению со сталью, плотностью, и соответственно меньшей массой.

Расчётная нагрузка на закрылок

На закрылок в полёте действуют аэродинамические и массовые силы. Вторые значительно уступают первым по величине и в дальнейших расчётах учитываться не будут.

Нагрузка от набегающего потока пропорциональна его скорости и растёт с ростом угла между плоскостью закрылка и направлением потока. Исходя из этих соображений, выберем в качестве расчётного случая отклонение закрылка вниз на максимальный угол. Пренебрегая на данном этапе физическими ограничениями пилота, примем $V=V_D$=365 км/ч.

Ввиду отсутствия точных аэродинамических характеристик закрылка воспользуемся приближённым методом оценки нагрузок из [2]. Представим воздействие набегающего потока в виде давления, действующего на плоскость закрылка и линейно убывающего от p на носке до $p/3$ на задней кромке (рисунок 2). Величина давления определяется по формуле:

$$p=0{,}64\times\rho\times V^2/(2\times g).$$

Здесь ρ=1,225 кг/м^3 — плотность сухого воздуха при температуре 15°C на уровне моря, g=9,81 м/с^2 — ускорение свободного падения на уровне моря. Эксплуатационную нагрузку определим, подставив в (2.1) V_D вместо V:

$$p_{max}=0{,}64\times1{,}225\times10^{-9}\times(365\times3{,}6^{-1}\times10^3)^2/(2\times9{,}81\times10^3)=4{,}108\times10^{-4}\ \text{кгс/мм}^2.$$

Найдя равнодействующую давления для каждой хорды, получим распределённую нагрузку $q(z)$. Переместим линию её действия вдоль хорд к оси навески и добавим распределённый момент $m(z)=q(z)\times l(z)$, действующий в плоскости хорд (рисунок 2). Тогда действие $q(z)$ вдоль оси навески вызовет только изгиб закрылка, действие $m(z)$ — только кручение.

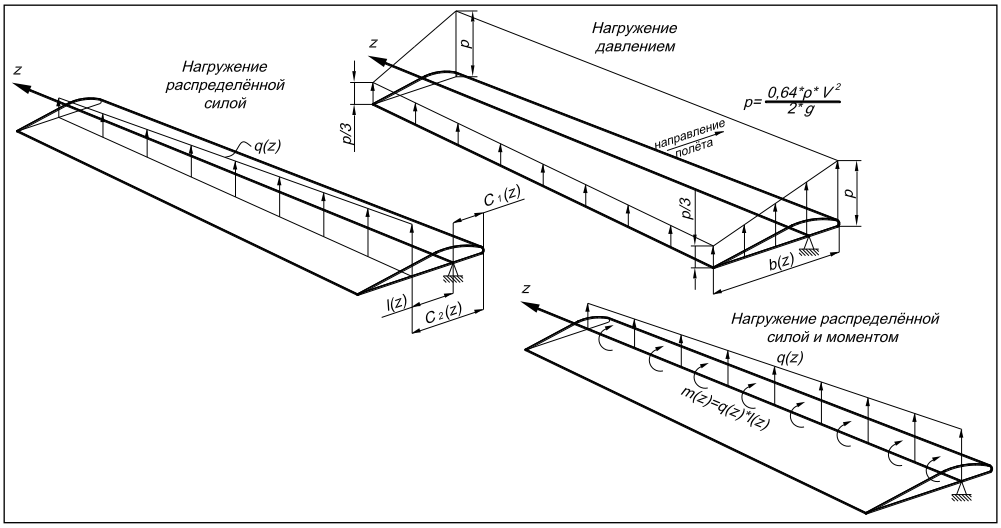


Рисунок 11 - Нагрузка на закрылок

Жесткость обшивки

Рассмотрим нагружение нижней обшивки закрылка давлением, распределённым в соответствии с рисунком 2. Разделим нижнюю обшивку, расположенную между лонжеронами на концевой секции закрылка, либо лонжероном и задней кромкой на корневой секции, по плоскостям нервюр. Определим прогибы на каждом полученном участке, представив его в виде прямоугольной пластины, защемлённой по краям и нагруженной равномерным давлением $p_{ср}$. Данное значение определяется путём осреднения действующего на участок давления.

Согласно [3] максимальный прогиб описанной пластины составляет $w_{max}=C\times p_{ср}\times L^4/D$, где C — константа, зависящая от соотношения сторон пластины, L — длина наименьшей стороны, D — цилиндрическая жёсткость. Величина C для разных соотношений сторон приведена на рисунке 3. Наименьшей стороной во всех случаях является та, что лежит вдоль лонжерона. Цилиндрическая жёсткость одинакова для всех участков и определяется по формуле:

$$D=E\times t_{об}^3/[12\times(1-\mu^2)]=6050\times0{,}372^3/[12\times(1-0{,}0405^2)]=25{,}997\ \text{кгс}\times\text{мм}.$$

Здесь $t_{об}$ — толщина обшивки, E и μ — модуль упругости и коэффициент Пуассона препрега КМУ-11ТР.

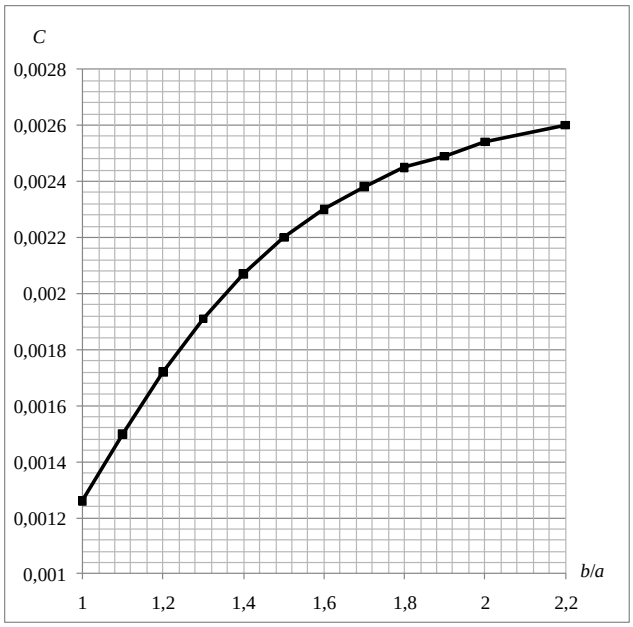


Рисунок 3 — Зависимость коэффициента C от соотношения длин сторон пластины

Результаты вычислений представлены в виде графика на рисунке 4. Необходимо подчеркнуть, что изображённая кривая — это не прогиб обшивки в некоем продольном сечении, а значения максимальных прогибов, привязанные к координатам центров соответствующих пролётов. Максимальное значение достигнуто для участка обшивки, расположенного за усиленным носком, и составляет 9,92 мм, что меньше 0.4% допустимых прогибов и, следовательно, условие жёсткости выполняется.

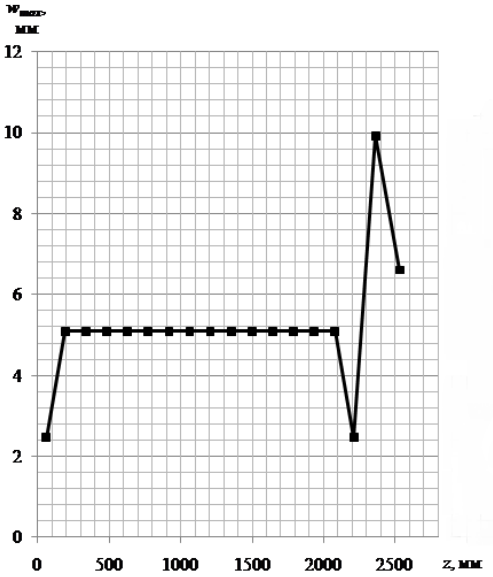


Рисунок 4 — График максимальных прогибов по пролётам

Прочность обшивки

Анализ прочности обшивки производился при помощи конечно–элементной модели закрылка, отклонённого вниз на максимальный угол 39,5°. Препрег, как и прочие конструкционные материалы, представлена в виде изотропного материала.

Лонжерон и обшивка смоделированы с толщиной, равной произведению толщины монослоя на число слоёв препрега в оригинальных деталях.

Нагрузка в виде давления прикладывалась только к нижней части обшивки, величина и распределение соответствуют рисунку 2. Жёсткая заделка вводилась для узлов, лежащих на деталях системы навески, а также для наиболее удалённого от закрылка конца тяги управления.

Анализ результатов расчёта показал, что на внешней поверхности обшивки максимума достигают наибольшие главные напряжения, на внутренней поверхности минимума достигают наименьшие главные напряжения. В обоих случаях концентраторы напряжений находятся в окрестности закрылка. Наибольшие по модулю напряжения действуют на участке обшивки с максимальным прогибом: растягивающее $\sigma_{об.max+}$=13,9 кгс/мм^2 и сжимающее $\sigma_{об.max–}$=–11,16 кгс/мм^2. Общая картина наибольших главных напряжений представлена на рисунке 5. Локальный всплеск напряжений в районе тяги управления обусловлен упрощённым моделированием болтов и не несёт угрозы реальной конструкции.

Исходя из характеристик препрега ($\sigma_{в+}$=64 кгс/мм^2, $\sigma_{в–}\approx\sigma_{т.см}$=29 кгс/мм^2), минимальный запас прочности обшивки составит $\eta_{об}=\sigma_{в–}/|\sigma_{об.max–}|$=29/11,16=2,6.

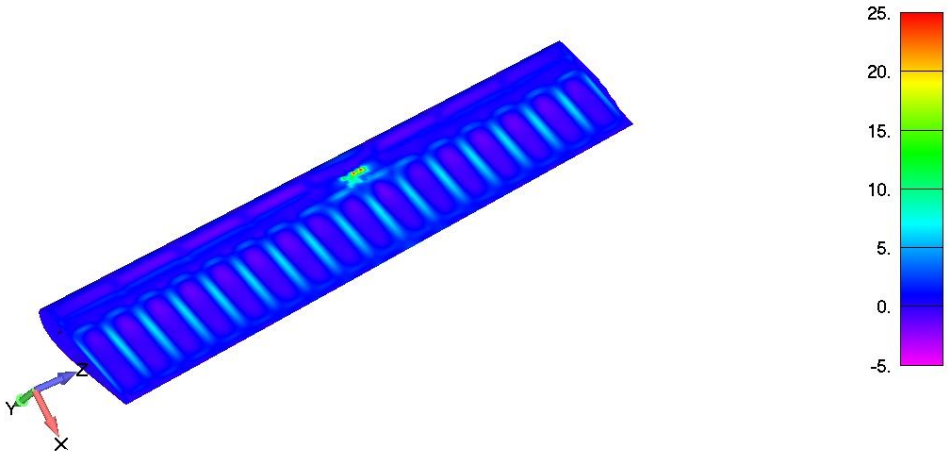


Рисунок 5 — Картина наибольших главных напряжений
на внешней поверхности обшивки закрылка (вид снизу), кгс/мм^2

Заключение

В начале данной дипломной работы была поставлена цель – снижение массы самолёта путём проектирования оснастки для производства композитного закрылка легкого самолёта.

В ходе решения поставленной задачи была спроектирована оснастка, для которой был выбран материал Д16Т, а также метод формования композиционного материала – вакуумная инфузия.

Расчёт композитного закрылка на прочность показал, что закрылок выдерживает нагрузки, возникающие в процессе эксплуатационных нагрузок самолета, максимальное значение прогибов обшивки, расположенного за усиленным носком, и составляет 9,92 мм, что меньше 0.4% допустимых прогибов а, следовательно, условие жёсткости выполняется.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Проектирование и изготовление авиационных конструкций из композиционных материалов: учебное пособие / Н.А. Рынгач, К.Н. Бобин, Н.В. Курлаев. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019. – 84 с.
2. Шульженко М. Н., Мостовой А. С. Курс конструкций самолётов: 2–е изд. доп.и перераб. — М.: Машиностроение, 1965. С. 298
3. Тимошенко С. П., Войновский–Кригер С. Пластинки и оболочки. — М.: Государственное издательство физико–математической литературы, 1963. С. 224–229.

DEVELOPMENT OF EQUIPMENT FOR THE PRODUCTION OF A COMPOSITE FLAP OF A LIGHT AIRCRAFT

Sergeev D.
Dimon-s-s99@bk.ru
Supervisor: Ringach N, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(*Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk*)

In this paper, the design of equipment for the manufacture of a composite flap is considered, the material for the manufacture of equipment and the method of forming the composite material are selected, and the strength of the flap is calculated.

УДК 629.018

ПРОЕКТ БЕСПИЛОТНОГО АВТОБУСА

Л.А.Сергеева
serludal@gmail.com
Научный руководитель: Айзатуллова А.Ш. к.и.н., доцент
*(Ульяновский институт гражданской авиации
имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, г. Ульяновск, Россия)*

В статье анализируется история развития беспилотного транспорта. Приводятся сравнительные характеристики разных технических параметров беспилотных летательных аппаратов и предлагается разработка новой модели общественного транспорта — «Беспилотный автобус».

Актуальность беспилотного транспорта

Научный прогресс никогда не стоит на месте. К быстро развивающимся технологиям можно отнести беспилотный воздушный транспорт. Внедрением беспилотного транспорта в повседневную жизнь человека заинтересованы крупнейшие компании мира: BMV, Uber, Яндекс и др. В будущем беспилотный транспорт станет массовым явлением, но на пути к эпохе беспилотников ще предстоит решить массу задач .

Цель данной работы– изучив историю развития беспилотного транспорта, предложить концепцию решения транспортной проблемы России на основе существующих моделей беспилотников и предлагаемой конструкции модели мини-автобуса «Шмель»

Объектом исследования являются беспилотные летательные аппараты.

Сейчас в мире происходит очередной качественный скачок развития технологических процессов. По определению Клауса Шваба, президента Всемирного экономического форума в Давосе, мир переживает четвёртую промышленную революцию[9]. Владимир Владимирович Путин в своём послании Федеральному собранию в 2018 году сказал, что “технологическое отставание, зависимость означают снижение безопасности и экономических возможностей страны, а в результате – потерю суверенитета”[1]. Именно

поэтому развитие беспилотного транспорта сегодня является важной составляющей развития российской экономики. Автором предлагается исследовать развитие воздушного беспилотного транспорта и выявить возможности дальнейшего развития по пути решения транспортной проблемы в России с помощью воздушных беспилотников.

История развития воздушного беспилотного транспорта.

Первые беспилотники в воздухе

Идея беспилотного аппарата в первый раз была использована для военных целей. Во время Австро-итальянской войны были применены воздушные шары, снаряженные бомбами, которые собирались сбросить австрийцы на итальянские позиции в Венеции 22 августа 1849 г. Они не были управляемыми (плыли по ветру), но были оснащены бомбосбрасывателями на электромагнитах.

Авторы Е.Пушкарский, Д.Волошин, А.Наумов, В. Ахрамеев в своей статье “История развития и сегодняшний день беспилотной авиации”[6] рассказывают, что в преддверии Первой мировой войны, в 1910 г., военный инженер из Соединённых штатов Америки Ч. Кеттеринг разработал идею летательного аппарата с часовым механизмом. В заданное время он должен был сбрасывать крылья и падать на врага. Такой аппарат был сделан, но испытания показали его неспособность попадать в цель, поэтому до массового производства дело не дошло.

Американские изобретатели Сперри и Хьюитт в 1916 году убедили ВМС США профинансировать разработку и строительство автоматического самолёта Hewitt-Sperry, известного также как «летающая бомба» или «воздушная торпеда». Он представлял собой раннюю версию современных крылатых ракет; положение самолёта в пространстве контролировалось с помощью системы гироскопов.

В СССР на ленинградском НИМТИ под руководством инженера С.В.Валка был разработан "планер специального назначения" ПСН-1 с запуском с воздушного старта. Планер имел в своём арсенале две торпеды и производил наводку на мишень с помощью инфракрасного луча. Запуск первого в Советском Союзе беспилотного летательного аппарата осуществлялся в воздухе с самолёта ТБ-3 в 1935 году.

Таким образом, историческая картина развития воздушных беспилотных аппаратов показывает, что все они были разработаны в первую очередь для военных целей.

Беспилотники второй половины XX века

Период с 60-х по 90-е года двадцатого века – это период “холодной войны”. Страны Запада соревновались с нашей страной в создании военной техники, и СССР был лидером в технической разработке беспилотных летательных аппаратов этого периода. Ставка была сделана на крупные беспилотники. Одним из первых таких беспилотников был ЛА-18Р, масса 3100 кг, размах крыльев 7,5 м, длина 8,98 м. Он создавался как беспилотник-мишень, но был также приспособлен как разведчик. Беспилотники Ту-143 “Рейс”,масса 1230 кг, длина 8,06м, размах крыльев 2,24 м, и Ту-141 “Стриж”, масса 5370 кг, длина 14,33, размах крыльев 3,88м. Всего в этот период было создано полтора десятка различных моделей. Все эти аппараты разрабатывались для военных целей. В период “перестройки” все эти разработки были прекращены.

Важность регулирования нормативно-правовой базы использования воздушного пространства

Важность создания моделей нового беспилотного транспорта в России рассматривается на ежегодной Международной конференции в Москве. 22-23 апреля 2021 года прошла VII Международная конференция “Беспилотная авиация 2021” (4), где, в частности, рассматривался вопрос о грузовых транспортных системах на основе беспилотных авиационных систем. Одной из важнейших тем обсуждения на конференции является Государственное регулирование индустрии беспилотных авиационных систем. Это является необходимым условием для решения транспортной проблемы России с внедрением дронов в структуру транспортной сети является разработка нормативно-правовой базы и

знакомство общественности с “Постановлением Правительства Российской Федерации от 11.03.2010 № 138 [2].

Статистика использования и производства беспилотных летательных аппаратов

Россия сегодня – это развивающееся в новых условиях современных технологий государство, которое активно участвует в мировом сотрудничестве и создаёт свои образцы беспилотных летательных аппаратов. Авторы Казанская Л.Ф., Савицкая Н.Ф., Камзол П.П. в статье “Перспективы развития беспилотного транспорта в России” [3] приводят результаты исследования об использовании российских воздушных беспилотников в разных областях. Для того, чтобы оценить все преимущества БПЛА, нужно понять, в каких же сферах они могут использоваться (Рис.1):

Рис. 1 Сферы деятельности Российских компаний, работающих на рынке БПЛА

Но мировое производство воздушных беспилотников идет значительно более быстрыми темпами, чем в России. Авторы приводят статистику производства беспилотных летательных аппаратов в мировом масштабе, где видно, что основная доля производства воздушных беспилотников приходится на США (Рис. 2)

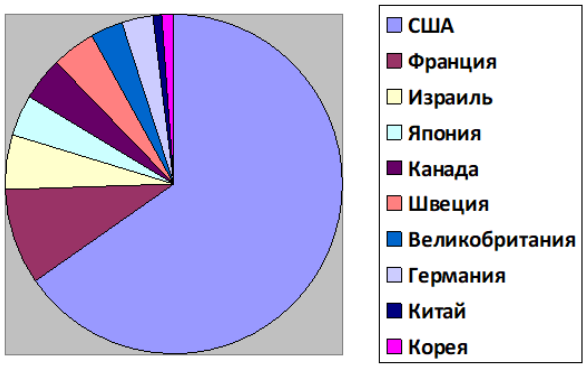


Рис.2 Мировой рынок по производству беспилотных летательных аппаратов

Изучение вопроса развития и использования беспилотной авиации в России ставит перед нами три задачи:

1. России необходимо наращивать темпы производства беспилотных летательных аппаратов;
2. Необходимо развивать разные области применения воздушных беспилотников;
3. Необходимо разработать концепцию транспортной беспилотной авиации России и внедрять её в производство.

Преимущества и недостатки дронов

Почему именно беспилотный транспорт необходимо внедрять в транспортную структуру России?

Беспилотные аппараты обладают рядом преимуществ:

1. Техническое обслуживание беспилотников обходится дешевле аналогичных расходов на пилотируемую авиацию.
2. Высокий показатель скорости доставки грузов.
3. Отсутствие “человеческого фактора”
4. Беспилотный транспорт не нуждается в специальных площадках для взлёта и посадки. высокая транспортная доступность.

Недостатки беспилотных летательных аппаратов:

1. Непредвиденность внештатных ситуаций (погода, террористический акт).
2. Высокие расходы на программирование аппаратов.
3. Низкий уровень законодательной базы для сферы беспилотного транспорта.
4. Отсутствие единой диспетчерской службы для авиа - полетов и беспилотников. Опасность столкновений.

Рассмотрим примеры моделей беспилотных летающих аппаратов, пригодных для использования в транспортной системе.

Модели беспилотников, созданные для транспортной авиации

По материалам онлайн журнала о дронах [5] предложим обзор нескольких моделей воздушных беспилотников.

В Китае создан первый в мире пассажирский беспилотный летательный аппарата EHang 216. Аппарат работает на электрических батареях. За один полёт он может перевести одного человека. Беспилотник летает на высоте до 500 м на максимальной скорости в 100 км/ч на протяжении 25 мин. без подзарядки. Аппарат оборудован системой, сохраняющей работоспособность при отказе отдельных элементов. Кроме того, пассажир может остановить беспилотник и зависнуть в воздухе там, где это необходимо. (Рис.3)

Рис.3. беспилотный летательный аппарат EHang 216

Рассмотрим российскую разработку “Чирок” (Рис.4). Разработка корпорации РОСТЕХ “Чирок” может выполнять разные функции, включая транспортную. Главной особенностью конструкции является возможность взлёта на неприспособленной поверхности и с малой полосой разгона, что делает этот беспилотник очень неприхотливым и пригодным для использования как в военной промышленности, так и на транспорте в качестве грузового самолёта-беспилотника.

Проанализировав современные, внедряемые в эксплуатацию дроны, приходим к выводу, что беспилотные летающие аппараты. пригодные для использования перевозки людей единичны. Преимущественно, рынок дронов насыщен моделями небольшого размера и подъемной массы. Или военными дронами со своими задачами. Они не могут взять на себя функции перевозки людей и тем более-грузов. Тем интереснее разработка грузового беспилотного летающего аппарата Natilus США (Рис.5). Авторы проекта родом из России. Такими разработками уже занимается калифорнийская компания Natilus. Этот грузовой дрон

по задумке авторов, будет перевозить груз чуть меньше, чем самый большой грузовой самолет США Boeing 747.

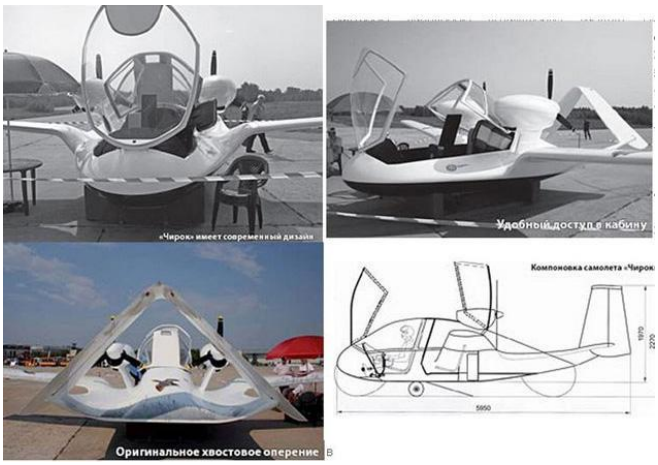


Рис. 4. “Чирок”

Рис. 5. Грузовой дрон Natilus

Изучив характеристики беспилотных летательных аппаратов, составим таблицу параметров и сравним их:

Таблица №1

Параметры беспилотных летательных аппаратов

Летно-технические характеристики						
беспилотный летающий аппарат	способ взлета	Масса целевой нагрузки	Высота полета (м)	Ско-рость (км/ч)	Даль-ность полёта (км)	Двигатели
EHang 216, Китай	вертикальный	340	500	100	70	электродви-гатели
“Чирок”, Россия	горизонтальный, разгон 100м	300	6000	300	2500	Rotax-582UL
Natilus, США	горизонтальный	3350	информация не найдена	422	1667	турбовин-товой

Представленные дроны очень разные по характеристикам. Китайская компания образец сконструирован как транспорт для перевозки людей. Российская разработка корпорации “Ростех” “Чирок” разработан как военный, но возможно его использование для

транспортной отрасли.

Моделирование модели мини-автобуса “Шмель”

Важной проблемой современной транспортной инфраструктуры является перегруженность наземного трафика. Для её решения предлагается проект беспилотного автобуса, который позволит снизить наземный транспортный трафик.

Внедрение новых технологий сейчас происходит настолько быстро и стремительно, что отставание в этой области может привести к серьёзным провалам в экономике нашей страны. Именно поэтому развитие беспилотного транспорта сегодня очень актуально.

Рассмотрим две модели воздушных беспилотников.

В Китае создан первый в мире пассажирский беспилотный летательный аппарата EHang 216. Аппарат работает на электрических батареях. За один рейс он может перевезти двух человек. Беспилотник летает на высоте до 500 м на максимальной скорости в 100 км/ч на протяжении 25 мин. без подзарядки.

Разработка Российской корпорации РОСТЕХ “Чирок” может выполнять разные функции, включая транспортную. Главной особенностью конструкции является возможность взлёта на неприспособленной поверхности. Но аппарату нужно не менее 100 метров для взлёта.

Проанализировав современные, внедряемые в эксплуатацию дроны, приходим к выводу, что беспилотные летающие аппараты, пригодные для использования перевозки людей единичны. Преимущественно, рынок дронов насыщен моделями небольшого размера и подъемной массы. Или военными дронами со своими задачами. Они не могут взять на себя функции перевозки грузов и тем более-людей.

В статье предлагается прототип смоделированного мини-автобуса “Шмель” на электрических двигателях в масштабе 1:20 со следующими техническими характеристиками:

Таблица №2

Технические характеристики беспилотного мини-автобуса «Шмель»

Взлёт	вертикальный
Масса целевой нагрузки	1000 кг
Высота полета	500 м
Скорость полёта	100 км/ч
Дальность полёта	50-70 км

Модель смоделирована в программе “КОМПАС” V18 (рис.6).

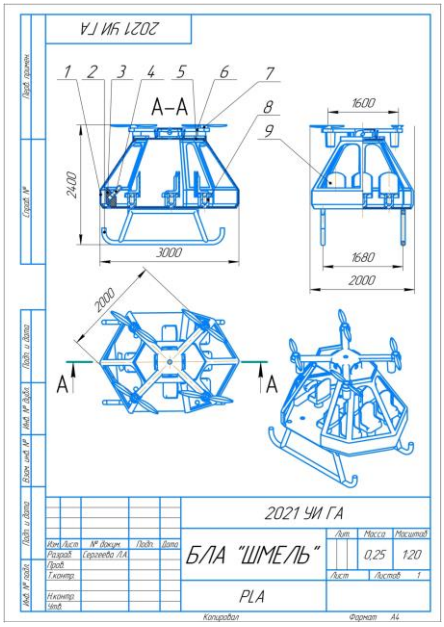


Рис. 6 Чертёж модели «Шмель»

Основу формы корпуса взята форма соты пчелы с небольшими изменениями. В моделировании особое внимание было уделено внутреннему салону мини-автобуса. Модель кресел позволяет пассажирам занимать удобное положение во время полёта. Есть возможность выбора обзора в кабине- кресла пассажиров имеют в основании ось вращения. При моделировании корпуса продумана лёгкость конструкции и её прочность. Предложен цветовой дизайн проекта. (рис. 7)

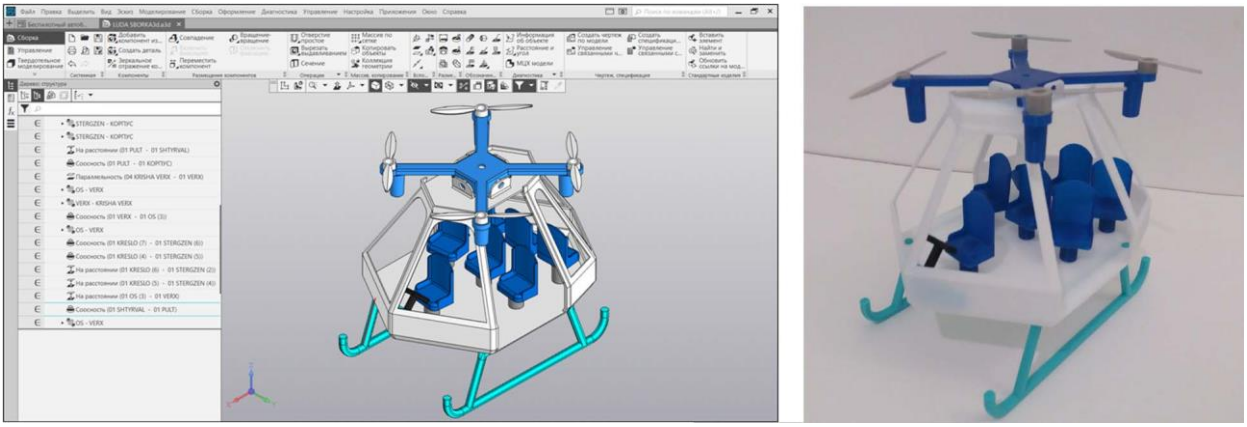


Рис. 7 Модель беспилотного автобуса «Шмель»:
3D модель и прототип, выполненный на 3D принтере NEO

Важным элементом в конструкции является система полозьев для комфортного приземления на любой поверхности. Планируется использование данного транспортного средства в том числе и в неприспособленных местах.

При моделировании модели мини-автобуса “Шмель” использовались широкие возможности программы “Компас” по созданию тонкостенного объекта и придания ему прочности.

Делая вывод, необходимо заключить, что разработка и внедрение беспилотных летательных аппаратов является необходимым шагом к решению транспортной проблемы России, поэтому предлагаемая в статье модель может стать востребованной.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 01.03.2018. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_291976/ – Дата доступа: 12.11.2020

2. Постановление Правительства Российской Федерации от 11.03.2010 г. № 138 «Об утверждении Федеральных правил использования воздушного пространства Российской Федерации». [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://government.ru/docs/all/71838/ – Дата доступа: 12.11.2020

3. Казанская Л.Ф., Савицкая Н.Ф., Камзол П.П. “Перспективы развития беспилотного транспорта в России”. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-razvitiya-bespilotnogo-transporta-v-rossii – Дата доступа: 12.11.2020

4. Материалы VII Международной конференции «Беспилотная авиация-2020». [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.aviacenter.events/ unmanned_aviation_2020/ **–** Дата доступа: 12.11.2020

5. Первый автономный перелёт с человеком на борту. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://dronomania.ru/news/ehang-216-pervyj-avtonomnyj-polyot-s-passazhirom-na-bortu.html – Дата доступа: 12.11.20

6. Пушкарский Е., Волошин Д., Наумов А., Ахрамеев В. История развития и сегодняшний день беспилотной авиации. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.aex.ru/docs/1/2020/10/16/3140/ – Дата доступа: 05.11.2020

7. Российская беспилотная авиация: история и перспективы (от 13.04.2015). [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://rostec.ru/news/4516433/ – Дата доступа: 12.11.2020

8. Шартогашева А. Американские мегадроны с русскими корнями // Популярная механика. – 2019. – № 4. – С. 60-62.

9. Шваб К. Четвёртая промышленная революция. – М.: Эксмо, 2018. – 288 с.

UNMANNED BUS PROJECT

L. A. Sergeeva
serludal@gmail.com
Supervisor: A.Sh. Aizatullova, Candidate of Historical Sciences, Associate Professor
(Ulyanovsk Institute of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation B. P. Bugaev, Ulyanovsk)

The article analyzes the history of the development of unmanned transport. Comparative characteristics of various technical parameters of unmanned aerial vehicles are given and the development of a new model of public transport — "Unmanned bus" is proposed.

УДК 05.02.01, 01.02.04

ПРИМЕНЕНИЕ СПИРАЛЬНОЙ КОМПЬЮТЕРНОЙ ТОМОГРАФИИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЛОТНОСТИ И ПОРИСТОСТИ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПО ШКАЛЕ ЕДИНИЦ ХАУНСФИЛДА

Сиверин В.С.
vmitryaykin@bk.ru
Научный руководитель: В.И. Митряйкин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В настоящей работе предлагается определение плотности и пористости композитных материалов проводить с помощью СКТ, используя корреляционные зависимости, построенные предварительно на образцах с известной пористостью, в качестве информативного параметра корреляционной связи выступают значения единиц Хаунсфилда (HU).

Анализ характерных особенностей многих современных композиционных материалов показал, что метод спиральной компьютерной томографии (СКТ) не только адекватен задаче контроля конструкций из композиционных материалов, но и обладает значительным запасом методических и метрологических возможностей дальнейшего повышения объёма информации о внутренней структуре подобных изделий [1].

Одним из показателей структуры материала является его пористость $V_{\text{П}}$. Известно, что прочностные свойства композитных материалов существенно снижаются при наличии микродефектов в материале, таких как пористость.

В ряде литературных источниках известно, что кроме пористости в материале изделия на корреляционные зависимости влияют параметры материала: толщина монослоя и тканевая форма наполнителя, схема укладки и т.д. Поэтому в данной работе для получения корреляционных зависимостей значений HU от пористости использовались конкретные марки стеклопластика и углепластика. Образцы вырезались из заготовок, изготовленных специально с различным сочетанием связующего и наполнителя, а также имеющих стендовую и эксплуатационную наработку.

Для получения корреляционных зависимостей образцы первоначально исследовались на СКТ, затем определялась их плотность и пористость. Шаг сканирования составлял 1 мм, при энергии излучения E=140Вт. На рис.1.приведена томограмма семи образцов цилиндрической формы и значения HU вдоль диаметра одного из образцов. Они находятся в диапазоне от 450 HU до 550 HU. Для построения корреляционных зависимостей брались усредненные значения.

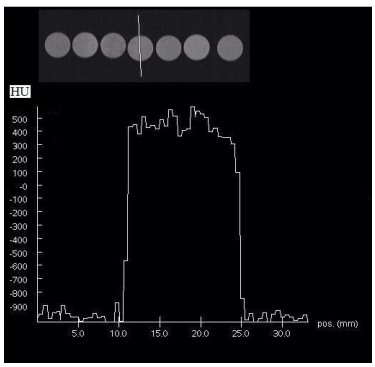


Рис. 1 Значения HU для образца углепластика

Определение плотности образцов проводилось в соответствие с ГОСТ 15139-73 как отношение массы к объему. В измерениях применялись лабораторные весы Sartorius ACCULAB ALC с ценой деления 0,0001 гр.

Пористость образцов с целью повышения достоверности определялась следующими способами: расчетным путем на основе значений плотностей, металлографическим анализом на электронном микроскопе Axiovert 200-MAT и методом рентгеновской компьютерной томографии на томографе Phoenix V|tome|X S 240.

Сравнивая значения плотности исследуемого образца с плотностью эталонного образца, можно вычислить его пористость:

$$V_{П} = \left(1 - \frac{\rho}{\rho_{пл}}\right) \cdot 100\%, \quad (1)$$

где ρ – истинная (эталонная) плотность, г/см^3; $\rho_{пл}$ - плотность пористого образца, г/см^3.

Эта формула не учитывает содержание связующего в материале, поэтому для расчёта пористости в работе используется формула:

$$V_{П} = \left[\frac{100}{\rho_M} - \left(\frac{V_{СВ}^M}{\rho_{СВ}} + \frac{100 - V_{СВ}^M}{\rho_Н}\right)\right] \cdot \rho_M, \quad (2)$$

где $V_{П}$ - пористость; $V_{СВ}^M$ - массовое процентное содержание связующего; ρ_M - плотность пористого материала, $г/см^3$; $\rho_{СВ}$ - плотность связующего, $г/см^3$; $\rho_Н$ - плотность наполнителя, $г/см^3$.

С помощью этой формулы, зная процентное содержание связующего и используя значения плотности, определённые с помощью СКТ, можно рассчитать пористость материала $V_{П}$.

Для установления этой взаимосвязи, образцы после определения плотности направлялись на определение содержания связующего. Первоначально стеклопластиковые образцы взвешивались с точностью 0,001 г и выдерживались в термостате 10-15 мин, при температуре 160±5°С. Далее образцы помещались в эксикатор, охлаждались до комнатной температуры и взвешивались. Для выжигания содержащейся в образцах смолы их помещали в тигли и вместе с ними взвешивали. Затем выдерживали в муфельной печи, нагретой до 600°С, в течение 6-7 часов. После этого, тигли с выжженными образцами помещают в эксикатор, охлаждают до комнатной температуры и взвешивают. Содержание связующего $V_{СВ}^M$, % вычисляются по формуле:

$$V_{СВ}^M = \frac{P_1 - P}{P_1} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где: P - масса стеклоткани после выжигания связующего в муфельной печи, г; P_1 - масса пропитанной стеклоткани после сушки, г.

Определения содержания связующего у образцов на основе углепластика проводилось в аналогичной последовательности, отличались только временные и температурные параметры.

Значение пористости исследуемых образцов, найденные автором, сравнивались с данными, полученными при металографическом анализе образцов на электронном микроскопе Axiovert 200MAT (рис.2.) с последующей обработкой изображения с помощью программы Axiovert 200 MAT. Подготовка образцов для этих исследований является важной задачей. Анализ изображений требует высокого качества поверхности образцов, отсутствия на поверхности артефактов, царапин, завала краев и т.д., что может быть причиной ошибок при количественной оценке. Для этого проводилось шлифование участков образцов. На

рис. 3 приведена фотография участка поверхности образца из стеклопластика при увеличении 200х. Показаны размеры одной из пор $96,445\mu m \times 24,9\mu m$.

Рис. 2 – Общий вид микроскопа Axiovert 200 MAT

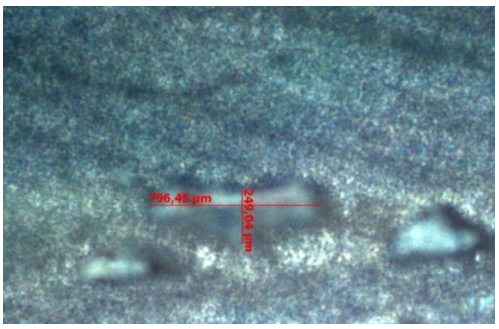


Рис. 3 – Результат обработки изображения с помощью программы AXIO VIZION (увеличение 200 крат)

Для одной из серий образцов определение пористости проводилось с использованием системы промышленной рентгеновской микрографии Phoenix V|tome|X S 240 (рис.4).

Рис. 4 Рентгеновский компьютерный томограф Phoenix V|tome|X S 240

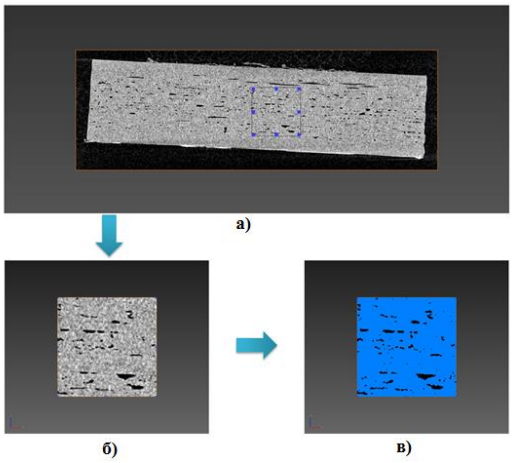


Рис. 5 Фрагмент сечения томограммы: а, б - исходное изображение; в - изображение после сегментации

В результате для каждого образца была получена томограмма, распределение пор по объему и общие характеристики пористости. Для полученных образцов была использована нанофокусная трубка. Съёмка проводилась при ускоряющем напряжении 90-100kV и токе 140-150mA. Разрешение при съёмке – 17-18мкм (объём 1-го вокселя). Снимки 2D срезов получены в программном обеспечении (ПО) VG Studio MAX 2.1. Расчёт общей пористости образцов производился с помощью ПО Avizo Fire 7.1.

Для исключения дефектов съемки в расчетах использовались элементы объема с размерами более одного вокселя (17-18 мкм). Результаты расчета общей пористости при обследовании одного из образцов из углепластика приведены в таблице 1. Процент соотношения объема пор к общему объему образца составляет $V_П = 0,94\%$. Результаты расчета общего объема пор в диапазонах сведены в таблице 2. На рис. 5 приведена диаграмма распределения общего объема пор в диапазонах.

Для повышения точности измерений и проверки достоверности результатов пористость отдельных образцов находилась различными методами.

Таблица 1

1				
	Объём порового пространства	Min	1.54E-05	mm^3
		Max	8.972004	mm^3
		Mean	0.000234478	mm^3
		Sum	22.883853	mm^3
	Общий объём образца		2429.605	mm^3
	% соотношение объёма пор.пространства к общ. объёму образца		0.941875449	%
	Количество пор в исследуемом объёме образца		97595	

Таблица 2

Образец №	Правая граница диапазона	Номер диапазона	Общий объём в диапазоне, мм3
1	0.000015		
	0.000138	1	2.452783
	0.001265	2	0.8621179
	0.011619	3	1.907479
	0.106707	4	1.537507
	0.979981	5	0
	8.999994	6	16.12397

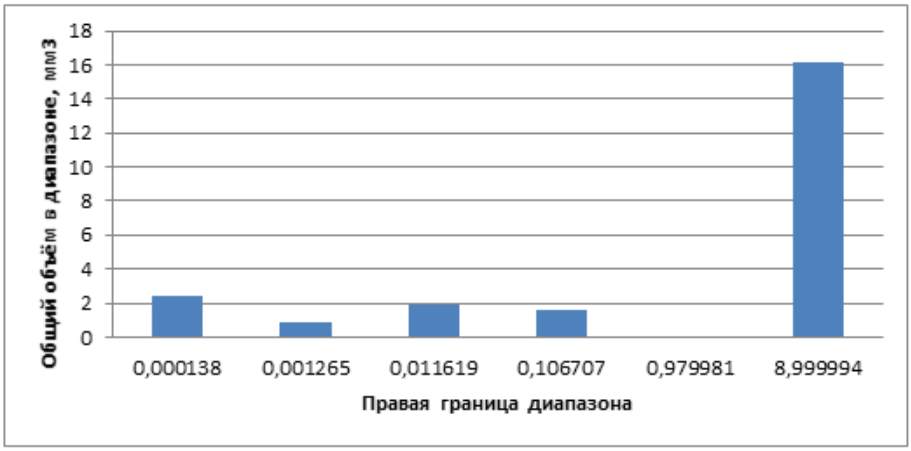


Рис. 5 Диаграмма распределения общего объёма пор в диапазонах

Предложенная методика определения пористости композитных материалов по значениям HU была опробована на образцах из стеклопластика СК-5-212Б и углепластика КМКУЗ.150. Было исследовано последовательно 100 образцов призматической формы со следующими размерами: длина 20 мм, ширина 10 мм и толщина 4 мм, они имели различны значения процентного содержания связующего. Пористость рассчитывалась по формуле (2). Значения единиц HU, найденные при обследовании на СКТ, изменяются от 896 HU до 1048 HU. Аналогично были исследованы образцы из углепластика КМКУЗ.150. Для его изготовления использовался углеродный наполнитель УТ-900(УОА) и связующее УП-2227.

Полученные результаты, достаточно хорошо согласуются с полученными ранее на металлографии.

У другой серии образцов углепластика пористость определялась с применением промышленной рентгеновской томографии. Этим методом в работе [2] определена пористость 100 эталонных образцов, которые были использованы ФГУП “ВИАМ” для тестирования акустических средств контроля пористости авиационных конструкций.

В результате были построены корреляционные зависимости, позволяющие находить плотность и пористость материала по значениям HU:

Корреляционная зависимость, позволяющая вычислить плотность стеклопластика СК-5-211Б после обследования на СКТ, имеет вид:

$$\rho = 0,0014HU + 0,49, \quad (4)$$

Для определения пористости $V_{\text{П}}$ % этого материала предлагается другая формула:

$$V_{П} = 41,5 - 0,039HU, \quad (5)$$

Корреляционная формула, позволяющая найти пористость углепластика КМКУ.3.150 помощью значений HU, имеет вид:

$$V_{П} = 56,324 \cdot e^{-0,008HU}, \quad (6)$$

Найденные корреляционные зависимости с использованием образцов, позволяют в дальнейшем при исследовании различных конструкций из композитных материалов, его плотность и пористость на конкретном участке и эти значения закладывать в различные исследования.

Работа выполнена при финансовом содействии РФФИ, проекта № 19-08-00577.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Митряйкин В.И., Саченков О.А., Кротова Е.В., Стацеко Е.О. Определение объемной доли пор в образцах из углепластиков методом рентгеновской томографии. Технический отчет № 156 по договору № 17705596339160002020/16779-17-17, КНИТУ-КАИ, Казнь, 2017. -15с.

2. Зайцева Т.А., Митряйкина Е.В. Внедрение спиральной компьютерной томографии для определения механических характеристик материала путем исследования его внутренней структуры // Научно-технический вестник Поволжья. -2012. -№ 6. С.311-315.

3. Зайцева Т.А. Компьютерный томографический контроль механических характеристик композитных и биологических матенриалов на основе метода аналогии плотностей по шкале Хаунсфилда: автореф. дис. к.техн.н.-Казань,2020-20с.

APPLICATION OF SPIRAL COMPUTED TOMOGRAPHY FOR DEFINITIONS OF DENSITY AND POROSITY OF COMPOSITE MATERIALS ON THE HOUNSFIELD SCALE OF UNITS

Siverin V.

vmitryaykin@bk.ru

Supervisor: Viktor Mitryaykin, Doctor of Technical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this paper, it is proposed to determine the density and porosity of composite materials using SCT, using correlation dependencies previously constructed on samples with known porosity, the values of Hounsfield units (HU) are used as an informative parameter of the correlation.

УДК 623.746.174

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОРАБЕЛЬНЫХ ВЕРТОЛЁТОВ: ОТ КА-10 ДО КА-52К

Скворцова М.А.
89824622360ma@gmail.com
Научный руководитель: И.Н. Абдуллин, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В данной работе рассматривается исторический опыт создания палубных вертолетов. Развитие этого вида авиационной техники отражено в военных доктринах ведущих стран мира. Результаты данного исследования станут основой для патентных заявок на новые конструктивные решения для палубной авиации.

Корабельная (или палубная) авиация является одним из видов военно-морской авиации, которая базируется на кораблях и вспомогательных судах, взлетает с палубы корабля и приземляется на нее после выполнения задания. К этому виду авиации относятся самолеты с шасси, вертолеты и беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Самолеты и БПЛА обычно базируются на палубах авианосцев и авианесущих кораблей. Вертолеты же могут взлетать с площадок практически любого военного корабля – крейсеров, фрегатов и т.д.

В настоящее время в нашей стране действует государственная программа «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы», утвержденная постановлением Правительства РФ. Эта программа нацелена на создание высококонкурентной авиационной промышленности и закрепление ее позиции на мировом рынке.

Целью данной работы является рассмотрение исторического опыта создания палубных вертолетов, что составляет основу для дальнейшего развития конструктивных решений данного вида авиации.

Идея создания и боевого применения палубной авиации и авианосцев родилась в России. Капитан Л.М. Мациевич и подполковник М.М. Конокотин, офицеры Корпуса корабельных инженеров, высказали свои предложения по этому поводу в Главный морской штаб в 1909-1910 годах.

Первыми военно-морскими ЛА практического военного значения были гидросамолеты. Первый в мире самолет с такими конструктивными схемами Я.М. Гаккеля и Д.С. Костовича появился в 1911 году в России.

Вертолет, основным преимуществом которого перед самолетом является возможность взлета и посадки без использования взлетно-посадочных полос – «с точки», а также сохранение фиксированного положения в воздухе, представлял особенное внимание для ВМФ, поскольку не требовал специального оборудования для поднятия в воздух.

Первые концепции использования вертолета на боевых кораблях сводились к использованию его в качестве средства связи, наблюдения и разведки – это же было началом «военной карьеры» самолета на море. По мере совершенствования увеличивалась грузоподъемность вертолета, перед ним ставились новые задачи: перевозка грузов и десанта, поисково-спасательные работы, наведение морских средств поражения и т.д.

Впервые идею применения вертолетов на флоте высказал основоположник отечественного вертолетостроения Б.Н. Юрьев в 1910 г., когда он запатентовал свой проект вертолета. Практическая реализация этого решения на основе соосной схемы несущих винтов связана с именем талантливого авиаконструктора Н.И. Камова. Накопленный в предвоенные годы опыт создания первых советских автожиров позволил Н.И. Камову и группе энтузиастов построить и испытать в 1947 году опытный вертолет Ка-8 «Иркутянин», который в 1948 году успешно продемонстрировал полеты с грузовика ЗИС-5 в Тушино.

Днем рождения отечественной морской вертолетной авиации по праву считается 7 декабря 1950 г. Именно в этот день на борт крейсера «Максим Горький» осуществил посадку первый в мире специальный корабельный вертолет Ка-10, предназначенный для разведки, наблюдения и связи.

Камовская «Десятка» стала той отправной точкой, благодаря которой у СССР появилась соосная компоновочная схема вертолета, эта машина положила начало советской, а затем и российской палубной вертолетной авиации.

Этот вертолет был похож на конструктор: фюзеляж представлял собой пространственную раму из труб. Вместо шасси – два резиновых баллона, надутых воздухом. Один поршневой двигатель малой мощности, два винта и один пилот в незакрытой кабине.

В декабре 1952 г. командующий Черноморским флотом и командующий ВВС Черноморского флота подписали акт с предложением о принятии Ка-10 на вооружение морской авиации. Однако позиция начальства оказалась более обдуманной, и в январе 1953 г. в подписи главкома ВВС говорится, что испытания Ка-10 прошли успешно, тем не менее из-за ограниченных возможностей и недостаточного количества членов экипажа (один человек) для решения поставленных задач брать этот вертолет на вооружение является нерациональным.

Другой моделью, уже напоминавшей современные корабельные вертолеты Камова, был Ка-15 – с закрытой двухместной кабиной и шасси вместо поплавков. Эта машина уже имела приемлемые летные характеристики и по многим параметрам, таким как грузоподъемность и энерговооруженность, превосходила Ми-1. Небольшие размеры позволяли управлять им с палубы кораблей, а полученные при испытаниях летно-технические характеристики превосходили проектные. Этот миниатюрный вертолет должен был служить для борьбы с подводными лодками и средством разведки и связи. Вертолет был выполнен по соосной схеме, управлялся одним пилотом и мог брать на борт другого человека.

Согласно классификации НАТО, вертолет получил неприятное название «Курица», что во многом отражало действительность. Летчики, работавшие на Ка-15, отмечали его низкую надежность и безопасность и часто попадали в аварии. К тому же его габариты и характеристики оказались недостаточными для военных нужд: в противолодочных операциях необходимо было использовать несколько машин одновременно. Подходящего оборудования для поиска подводных лодок и нормального вооружения не было. Также отсутствовала оперативная инфраструктура корабля. Например, вертолетную площадку просто огораживали веревками, а бензин заливали ведром через воронку. Лопасти вертолета разбирались и хранились отдельно на специальных стеллажах, а перед вылетом снова устанавливались. Тем не менее до начала 1970-х годов, когда появились более совершенные модели, Ка-15 использовался в учебных целях, в сельском хозяйстве и промысловом рыболовстве.

Со временем ОКБ Камова, развивая тему Ка-15 как противолодочного вертолета, выпускает более мощный Ка-25, способный поднимать больше специального радиолокационного оборудования для поиска атомных подводных лодок. Он стал первым и единственным советским специализированным боевым вертолетом и оставался им вплоть до 1969 г. Ка-25 поднялся в небо в 1961 году.

Вертолет Ка-25 был построен по двухвинтовой соосной схеме и имел два мощных газотурбинных двигателя, шасси вертолета было четырехопорным. Такая конструкция шасси предусматривала нормальное вращение и остановку винтов при сильной качке, а также предотвращала возникновение собственных колебаний типа «земной резонанс». На шасси имелись специальные баллонеты, которые предоставляли возможность посадки вертолета на поверхность воды. Фюзеляж Ка-25 цельнометаллический, лопасти винтов складывались вдоль фюзеляжа.

У вертолета было четкое предназначение – бороться с атомными подводными лодками потенциального противника. Для успешного выполнения боевых задач и обеспечения

полетов над уровнем воды на Ка-25 впервые в мире была установлена радиолокационная станция (РЛС) «Инициатива-2М», входившая в состав аналоговой системы поиска и прицеливания «Байкал».

Вооружение состояло из противолодочной самонаводящейся торпеды АТ-1 или 4-8 глубинных бомб массой от 50 кг до 250 кг. Кроме того, вертолет имел кассету с радиогидроакустическими буями, которая также подвешивалась в отсеке для вооружения. Этот отсек был оборудован створками, которые открывались с помощью электроприводов.

В первый раз в истории нашей военно-морской авиации инфраструктура корабля формировалась в одно время с вертолетом: специализированная взлетная площадка, ангар для хранения, системы заправки и запуска, пункты воздушного управления, а также места для отдыха и подготовки экипажей.

Дальнейшим развитием удачной конструкции Ка-25 стал многоцелевой боевой корабельный вертолет нового поколения – Ка-27. Первый полет он выполнил в 1973 году. Эта машина в современных модификациях все еще находится в производстве и является единственным противолодочным вертолетом в России.

По боевым характеристикам он в значительной степени превосходил предшествующие модели ОКБ Камова. Ка-27 обеспечивался инновационным комплексным бортовым оборудованием, новейшими самонаводящимися торпедами с ядерными боеголовками и глубинными бомбами. Благодаря его появлению на борту наших кораблей эффективность советской противолодочной обороны значительно возросла.

Производимый сегодня противолодочный Ка-27ПЛ способен обнаруживать подводные лодки противника днем и ночью в сложных метеоусловиях на глубине до 500 м и способен перемещаться на 200 км от базы. Поисково-спасательная модификация Ка-27ПС может выполнять работы в сложных условиях при волнении моря до 5 баллов. Вертолет оборудован лебедкой грузоподъемностью до 300 кг. Кроме того, он может совершать автоматический полет в заданную точку.

Через год после принятия на вооружение Ка-27, совершает первый полет Ка-50 «Черная акула». Это был первый ударный вертолет ОКБ Камова, который должен был уничтожать военную технику, сооружения и живую силу. Ка-50 стал первым в мире вертолетом, оснащенным системой катапультирования. А использование композитных материалов сделало возможным существенно снизить вес машины. Разработка Ка-50 стала основой для создания еще одной модели – Ка-52 «Аллигатор», первый полет которого состоялся в 1997 году. В отличие от одноместной «Черной акулы», Ка-52 имеет двухместную кабину и может управляться любым из пилотов. Сухопутный вертолет «Аллигатор» настолько хорошо себя зарекомендовал, что появилась необходимость в морском варианте этой машины. Так появился Ка-52К «Катран».

«Катран» отличается от сухопутной модели наличием механизма складывания лопастей и консолей крыла, а также усиленным шасси и дополнительной антикоррозийной обработкой. Вертолет оснащен двухдиапазонной РЛС разработки «Фазотрон-НИИР».

Проследив за историей развития отечественных корабельных вертолетов, можно выделить несколько основных конструктивных особенностей.

Во-первых, наличие системы складывания лопастей несущего винта. Для уменьшения габаритов при хранении в ангаре лопасти несущего винта вертолета складываются над хвостовой частью фюзеляжа.

Во-вторых, использование противообледенительной системы лопастей. Накопление льда на несущем винте сопровождается увеличением необходимой мощности, а его несимметричное нарастание приводит к резкому усилению вибраций, поэтому при полетах над морем наличие электрической системы защиты от обледенения лопастей является обязательным.

В-третьих, создание более прочных лопастей. Ветер на борту представляет серьезную угрозу для незакрепленных лопастей, поскольку порыв ветра может отбросить лопасть вверх

относительно горизонтального шарнира, после чего она ударится об ограничитель свеса. Чтобы избежать нежелательных последствий, комлевая часть лопасти изготавливается более прочной, а в конструкцию втулки несущего винта введены центробежные ограничители свеса и ограничители взмаха лопасти.

Кроме того, существующие покрытия палуб кораблей имеют шероховатую поверхность, но при заполнении ее микровпадин водой, действующей как смазка, уменьшается коэффициент трения скольжения резины. Морская вода с растворенными в ней солями в еще большей степени снижает коэффициент трения резины по сравнению с дистиллированной водой. При низких температурах происходит обледенение мокрой палубы, что значительно снижает коэффициент трения.

Для повышения сцепления колес с покрытием палубы рекомендуется:

— включать в протекторы шин металлокордные элементы, позволяющие повысить коэффициент трения в среднем на 15%;

— использовать конструктивные меры по постоянному поддержанию в сухом состоянии покрытий ВПП и рулежных путей;

— использовать специальное фигурное рифление поверхности палубы.

С целью удержания вертолета на палубе при углах крена выше критических – углах опрокидывания или углах соскальзывания – применяется специальный захват, называемый гарпуном.

В тот момент, когда колеса коснутся палубы, шток гарпуна выдвигается и захватывает решетку палубы своими защелками. После срабатывания захватов шток автоматически втягивается с усилием, необходимым для надежного прижатия вертолета к палубе.

Гарпун также используется для взлета вертолета. Увеличивая шаг несущего винта, пилот выбирает момент, когда палуба находится в верхнем и горизонтальном положении, и включает отцепку гарпуна. Возникающая в результате избыточная тяга позволяет выполнить энергичный взлет и обеспечивает необходимую безопасность.

При эксплуатации вертолета на морских объектах, перевозящих воздушные суда, он непосредственно сталкивается с воздействием морской среды, солнечной радиации, что вызывает разрушение защитного покрытия конструкции, возникновение отложений электролитической коррозии, снижение сопротивления изоляции и т.п. Все это приводит к коррозии таких важных элементов конструкции, как подшипники системы управления и втулки несущего винта, газовоздушного тракта двигателей и, в целом, к снижению надежности вертолета.

Методы борьбы с коррозией выражаются в следующем:

— применение коррозионностойких металлов и сплавов;

— защита металлов и сплавов, не обладающих достаточной устойчивостью к коррозии, антикоррозийными покрытиями;

— устранение контактов электрохимически разных металлов или введение между ними надежных изолирующих слоев;

— применение защитных смазок;

— обеспечение герметичности отдельных объемов фюзеляжа, блоков, отсеков: использование специального дренажного оборудования.

Вертолеты давно и прочно устроились на борту кораблей, и их роль постоянно растет. На сегодняшний день почти все вновь строящиеся и проектируемые корабли имеют платформу для винтокрылых машин. Однако потребовались многие годы и колоссальные усилия тысяч конструкторов, инженеров и летчиков, чтобы разработать надежный ЛА.

В настоящее время развитие морской авиации идет в направлении совершенствования всех типов ЛА путем увеличения их скорости, дальности и продолжительности полета, оснащения их высокоточным управляемым оружием, широкого внедрения электронно-вычислительных машин, систем и методов управления, а также средств автоматизации для сбора и обработки информации с целью достижения высокой точности поражения любых

вражеских объектов, создание средств поиска и поражения надводных и подводных целей на основе новых физических принципов, повышение их незаметности и устойчивости в бою.

Вертолетный парк ВМФ России выделяется вполне большими габаритами, и большинство имеющихся летательных аппаратов нельзя назвать новыми. Так или иначе, принимаются необходимые меры и реализуются различные программы по созданию новых машин, отвечающих предъявляемым требованиям. Согласно Морской доктрине Российской Федерации, авиация военно-морского флота обеспечивает сохранение суверенитета нашей страны во внутренних морских водах, территориальном море, а также в воздушном пространстве над ними, что говорит о высокой необходимости создания инновационных разработок в этой области.

Решить поставленную задачу поможет создание БПЛА вертикального взлета и посадки (ВВП). Такой летательный аппарат (рис. 1) сочетает в себе преимущества вертолета и самолета: вертикальные взлет и посадка с возможностью зависания в воздухе, а также высокая скорость и дальность полета. БПЛА ВВП имеют значительно меньшую стоимость для создания и эксплуатации. Кроме того, дистанционное управление позволяет сохранить жизни пилотов. А небольшие габариты предоставляют возможность взлета и посадки практически с любого военного корабля.

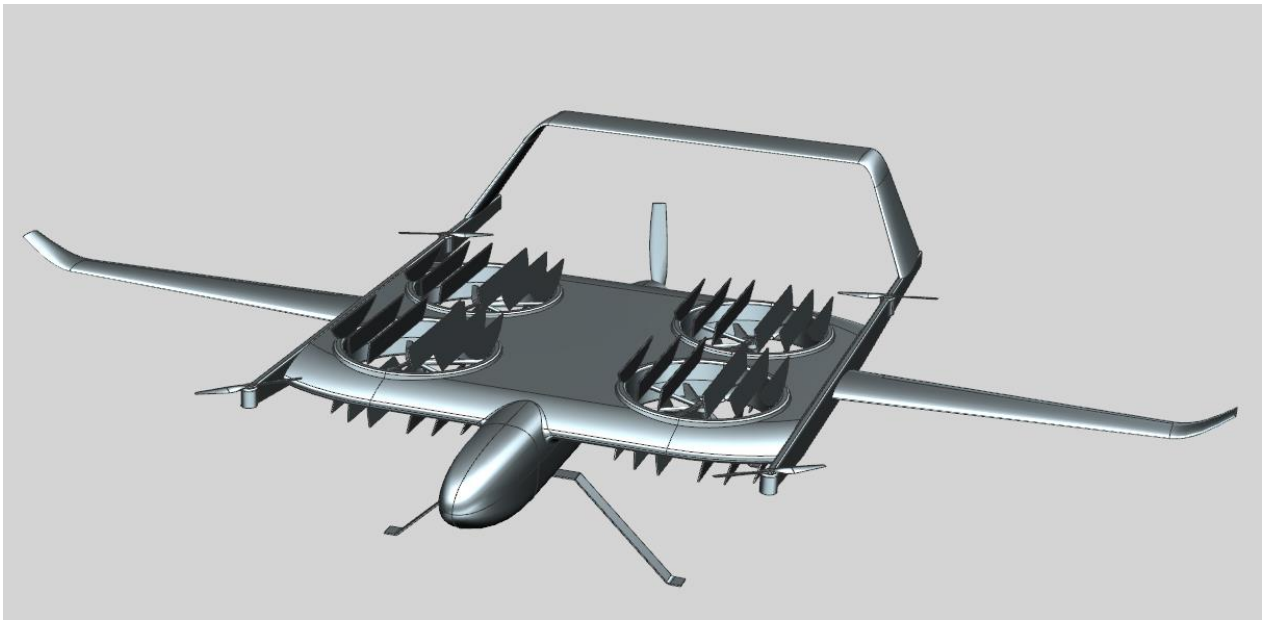


Рисунок 1. БПЛА вертикального взлета и посадки

Таким образом, на основе данного исследования будут сформированы заявки на патенты для новых проектных решений в области корабельной авиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Михеев С.В. Особенности проектирования корабельных вертолетов: Учебное пособие. – М.: МАИ, 1986. – 96 с., ил.

2. Халиулин В.И. Анализ характеристик вертолета нетрадиционной компоновки / В.И. Халиулин, А.М. Гирфанов, Н.В. Левшонков // Авиационная промышленность. – 2019. – № 2. – С. 16-19.

3. Федоренко Р.В. Обзор БПЛА вертикального взлета и посадки длительного функционирования и формирование технических требований к БПЛА вертикального взлета и посадки, разрабатываемому в университете Иннополис / Р.В. Федоренко, И.Н. Абдуллин, А.С. Климчик // Труды центра компетенции НТИ «Технологии компонентов робототехники и мехатроники».- Ижевск, 2019, С. 129-166.

4. Патент – 181389 РФ, МПК B64C 29/00 (2006.01) Модульная конструкция беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки с комбинированной силовой установкой/ В.Г. Гайнутдинов, И.Н. Абдуллин, Е.С. Головина, О.Ф. Смышляев/ Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)» - 2018100241; Заяв. 09.01.2018 г.; Опубл. 11.07.2018 г.

5. Патент – 181714 РФ, МПК B64C 39/02 (2006.01) Беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки с силовой балкой из композиционного материала/ В.Г. Гайнутдинов, И.Н. Абдуллин, А.Р. Хайруллин, А.М. Михайлова/ Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)» - 2018101340; Заяв. 15.01.2018 г.; Опубл. 26.07.2018 г.

6. Ростех. Вертолеты Камова: от «Курицы» Ка-15 до грозного «Аллигатора». [Электронный ресурс] – Режим доступа: https://rostec.ru/news/vertolety-kamova-ot-kuritsy-ka-15-do-groznogo-alligatora/ (Дата обращения: 13.09.2021)

DESIGN FEATURES OF SHIP-BASED HELICOPTERS: FROM KA-10 TO KA-52K

Skvortsova M.
89824622360ma@gmail.com
Supervisor: I. Abdullin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this paper, the historical experience of creating deck helicopters is considered. The development of this type of aviation technology is reflected in the military doctrines of the leading countries of the world. The results of this study will become the basis for patent applications for new design solutions for carrier-based aviation.

УДК 539.3

АППАРАТ ДИФФЕРЕНЦИРУЮЩИХ МАТРИЦ ДЛЯ РЕШЕНИЯ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ФИЗИКИ

Скорик И.И.
skorik.olia2012@mail.ru
Научный руководитель: В.А. Фирсов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Разработан и реализован численный алгоритм решения задач математической физики. Численное решение задач осуществлено с использованием аппарата дифференцирующих матриц. В качестве иллюстраций представлено решение задач поперечного изгиба балок различных структур.

Математическое моделирование различных физических процессов осуществляется с использованием дифференциальных уравнений [1,2]. Такие уравнения называются уравнениями математической физики, которые в совокупности с граничными или начальными условиями образуют краевые задачи.

Реальные физические процессы определяются параметрами, зависящими от пространственных координат и времени. В результате решение дифференциальных

уравнений становится сложным, так как содержат переменные коэффициенты, и поэтому осуществляется с применением численных методов анализа [3].

В данной работе в качестве универсального численного метода рассмотрен аппарат дифференцирующих матриц, построенный с применением кубической сплайн-аппроксимации искомых функций [4]. Аппарат дифференцирующих матриц с высокой точностью выполняет операции численного дифференцирования функций, обладает высокой алгоритмичностью и простотой использования для численного решения дифференциальных уравнений математической физики. В представленной работе аппарат дифференцирующих матриц применяется для решения краевых задач механики деформируемого твердого тела.

На практике при решении задач математической физики для описания входящих в уравнения переменных параметров используется дискретная форма задания. В результате это приводит к необходимости использования операций численного дифференцирования для определения градиентов их изменения. Применяемые конечно-разностные методы не доставляют требуемую точность, а использование интерполяционных полиномов высокой степени приводит к возникновению осцилляций и потери точности описания функций в интервалах между узлами интерполяции и, как следствие, к погрешности определения производных и в самих узлах.

Для повышения точности операций численного дифференцирования весьма эффективным средством является использование сплайн-аппроксимации [4,5].

На основе предложенного варианта сплайн-аппроксимации [4] построены дифференцирующие матрицы, осуществляющие вычисление производных в расчетных точках интервала $[a, b]$ через табличные значения функции $y(x)$ в этих точках $y_i (i = \overline{1,n})$.

$$\left\{\frac{dy}{dx}\right\} = [D_1]\{y\},\ \left\{\frac{d^2y}{dx^2}\right\} = [D_2]\{y\}, \qquad (2)$$

Здесь: $\{\frac{dy}{dx}\}$, $\{\frac{d^2y}{dx^2}\}$ — столбцы – порядка n значений первой и второй производных от функции $y(x)$ в расчетных точках интервала;

$\{y\}$ — столбец порядка n значений функции $y(x)$ в расчетных точках интервала y_i;

$[D_1]$, $[D_2]$ — дифференцирующие матрицы первого и второго рода порядка n.

Аппарат дифференцирующих матриц был успешно использован при решении различного рода задач математической физики. Рассмотрим применение данного метода на примерах:

1) Решение задачи поперечного изгиба балки Тимошенко.

На рисунке 1 представлено решение задачи поперечного изгиба балки прямоугольного поперечного сечения, защемленной на обоих концах, при следующих параметрах: модуль упругости $E = 7{,}2 \cdot 10^4$МПа, модуль сдвига материала$G = 2{,}77 \cdot 10^4$МПа, длина балки$l = 1{,}0$м, ширина$b = 0{,}05$м, высота поперечного сечения $h = 0{,}01$м, погонная нагрузка $q = 1000$Н/м =*const* (рис 1, а).

На рисунке 1, б, в представлен характер изменения прогиба w, угла поворота сечения ψ (рис. 1,б), перерезывающего усилия Q и изгибающего момента M(рис. 1, в) по длине балки.

В таблице 1 представлены результаты исследования точности используемого численного метода для определения параметров напряженно-деформированного состояния балки в зависимости от числа расчетных точек n по длине и их сопоставление с решением, полученным с использованием гипотезы плоских сечений.

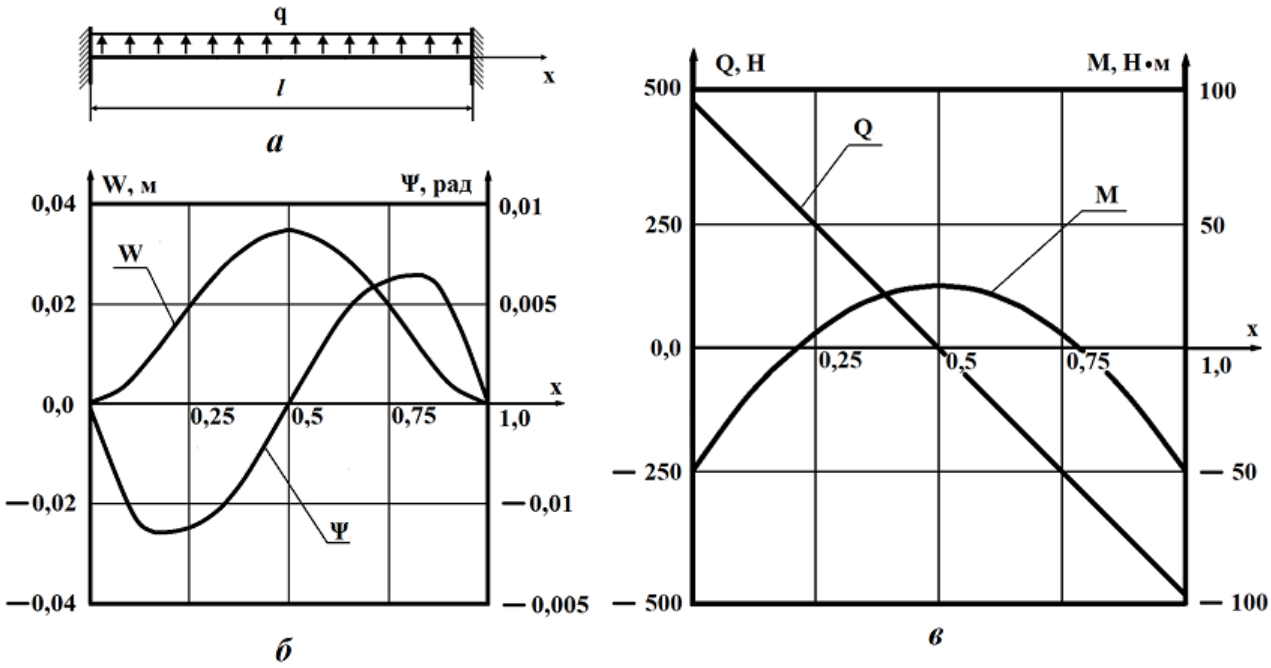


Рис.1. Характер изменения НДС по длине балки

Таблица 1

Исследование точности и сходимости метода

Кол-во сечений / Параметры	5	7	9	11	Гипотеза плоских сечений
$w(x = l/2) \cdot 10^3$, м	8,690	8,689	8,689	8,686	8,681
$Q(x = 0)$, Н	500,1	500,0	500,1	500,0	500,0
$M(x = 0)$, Н·м	– 83,3	– 83,3	– 83,3	– 83,3	– 83,3
$M(x = l/2)$, Н·м	41,67	41,67	41,66	41,65	41,67

Представленные результаты свидетельствуют о высокой точности и сходимости метода.

2) Решение задачи поперечного изгиба балки переменной толщины.

На рисунке 2 представлено решение задачи поперечного изгиба балки переменной толщины, левый конец которой защемлён, а правый шарнирно опёрт. При этом параметры, характеризующие геометрию, свойства материала и нагружение, принимали следующие значения: модуль упругости $E = 7{,}2 \cdot 10^4$МПа, модуль сдвига материала $G = 2{,}77 \cdot 10^4$МПа, длина балки $l = 0{,}5$м, ширина $b = 0{,}05$м, высота поперечного сечения $h = 0{,}01$м, погонная нагрузка $q = 1000$ Н/м =*const* (см. рисунок 2, а).

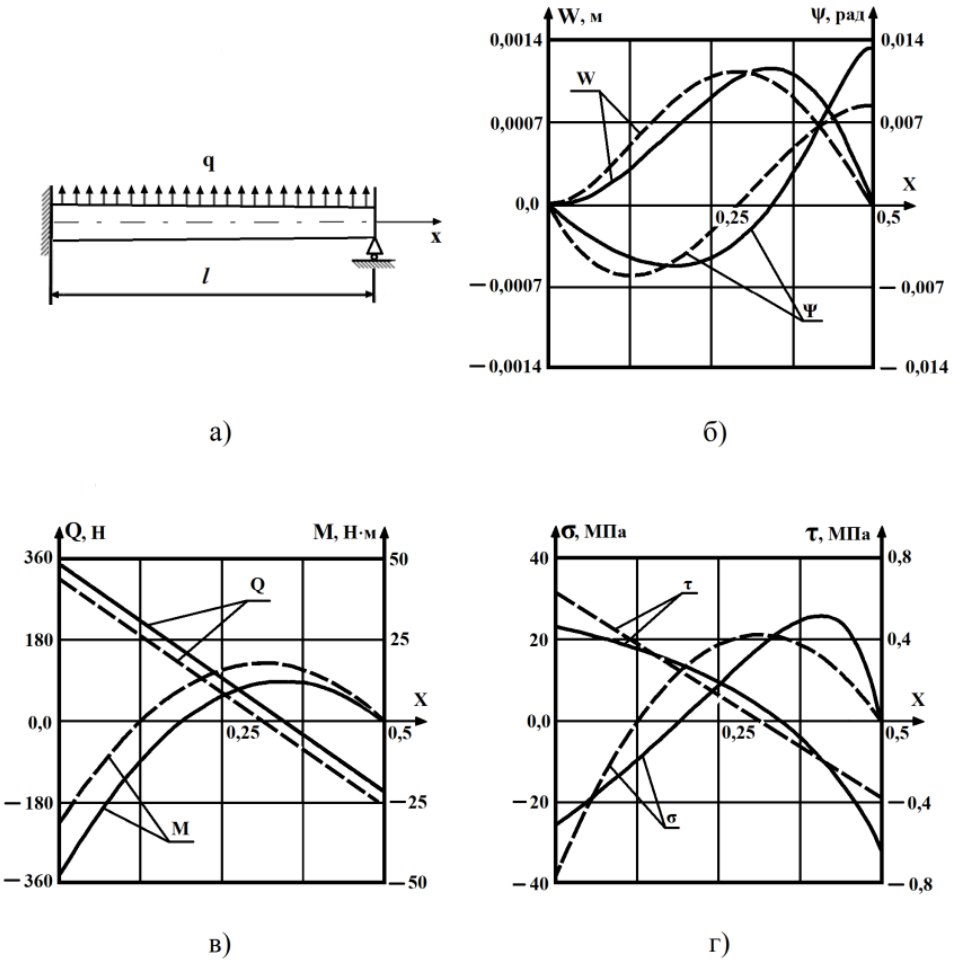


Рис.2. Характер напряженно-деформированного состояния балки

Толщина балки изменялась по длине по линейному закону от значения $h_1 = 0{,}015$м на левом конце до $h_2 = 0{,}005$м на правом. Для сравнительной оценки влияния переменности толщины на НДС балки (см. рисунок 2) представлены также результаты расчёта балки постоянной толщины $h_1 = h_2 = 0{,}01$м, имеющей ту же массу.

На рисунке 6 представлен характер изменения прогиба w и угла поворота сечения ψ (см. рисунок 2, б), перерезывающего усилия Q и изгибающего момента M (см. рисунок 2,в), максимальных нормальных σ и касательных напряжений τ(см. рисунок 2, г) по длине балки (сплошные линии характеризуют балку переменной толщины, пунктирные линии– постоянной).

Анализ результатов показывает, что указанный выбор изменения толщины балки при одной и той же массе позволяет снизить уровень максимально нормальных напряжений на 45%.

Можно сделать также и иной вывод о том, что прочность указанной балки переменной толщины можно обеспечить при меньших толщинах, что позволяет снизить вес балки на 20%.

3) Решение задачи поперечного изгиба балки слоистой структуры

На рисунке 3 представлено решение задачи поперечного изгиба балки слоистой структуры длиной $l = 2$ м, защемлённую на обоих концах, под действием погонной поперечной нагрузки $q = 1000$ Н/м = *const* (рис. 3, а). Поперечное сечение балки выполнено в виде двутавра из алюминиевого сплава Д16АТ и усилено тонкими накладками из однонаправленного углепластика (рис.3,б).

Структура поперечного сечения позволяет представить его в виде пятислойного пакета с различными параметрами, характеризующими геометрию сечения и свойства материала:

$E_1 = E_5 = 14{,}6 \cdot 10^4$ МПа, $E_2 = E_3 = E_4 = 7{,}2 \cdot 10^4$ МПа; $G_1 = G_5 = 5 \cdot 10^3$ МПа, $G_2 = G_3 = G_4 = 2{,}7 \cdot 10^4$ МПа; $в_1 = в_2 = 6$ см, $в_3 = 0{,}5$ см, $в_4 = в_5 = 4$ см; $y_1 = 0{,}2$ см, $y_2 = 0{,}7$ см, $y_3 = 7{,}3$ см, $y_4 = 7{,}8$ см, $y_5 = 8$ см.

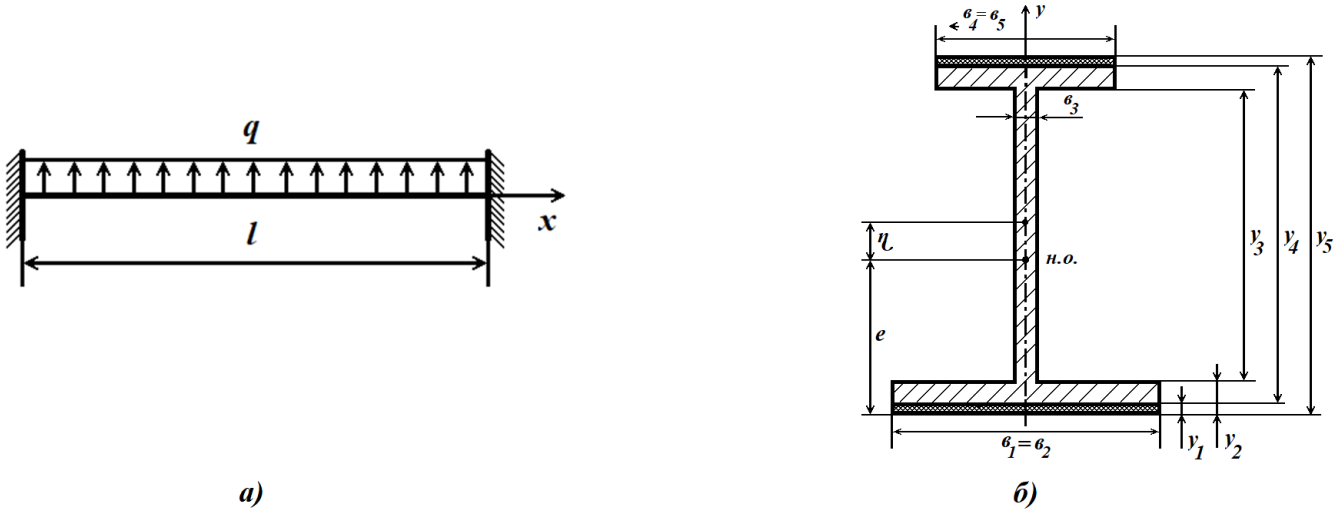


Рис.3. Геометрические параметры балки и её поперечного сечения

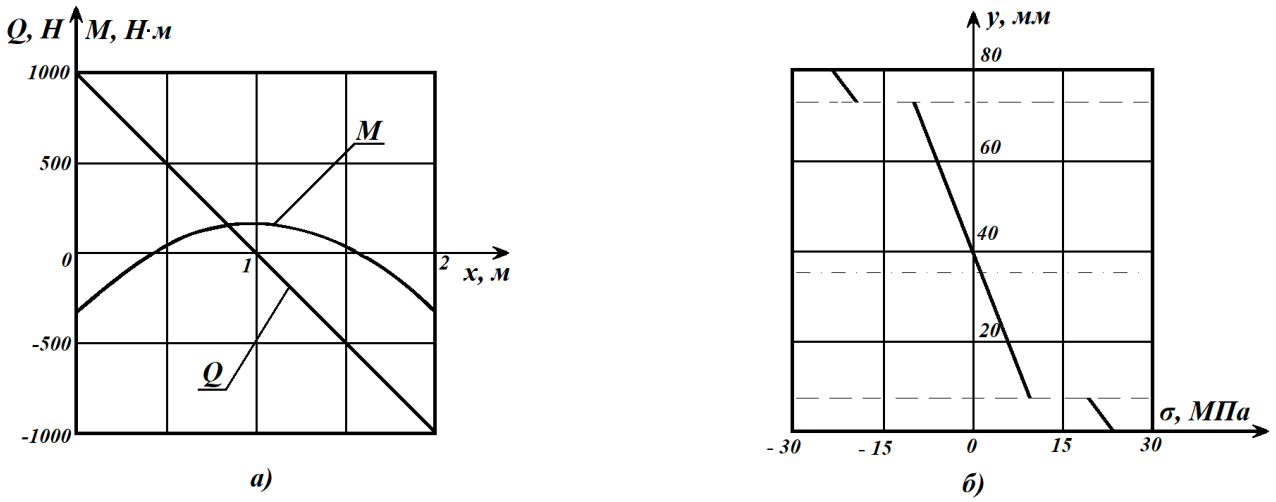


Рис.4. Характер распределения внутренних силовых факторов в балке

На рис.4, а представлен характер изменения перерезывающего усилия Q и изгибающего момента M по длине балки.

На рис.4, б представлен характер распределения нормальных напряжений по высоте поперечного сечения в наиболее нагруженных сечениях балки $x = 0, l$.

Анализ показывает, что тонкие накладки из углепластика увеличивают массу балки на 13,3%, а её изгибная жёсткость возрастает на 77,8%, что свидетельствует о рациональности подобного конструктивного исполнения.

Представленные материалы использования аппарата дифференцирующих матриц показывают:

– высокую точность и сходимость операции численного дифференцирования функций, заданных таблично;

– простоту и алгоритмичность аппарата дифференцирующихматриц для решения дифференциальных уравнений различных типов, заключающиеся в простой замене дифференциальных операторов на соответствующие матричные;

–универсальность применения метода для решения различных краевых задач математической физики;

–отсутствие нарушения алгоритмичности метода для решения дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами;

– возможность построение аппарата дифференцирующих матриц для осуществления операций частного дифференцирования двумерных функций и решения двумерных краевых задач математической физики.

Данный алгоритм может быть использован для рационального проектирования подобных элементов конструкций, что особенно актуально для авиа- и ракетостроения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Тихонов А.Н., Самарский А.А. Уравнения математической физики. Учебное пособие для высших учебных заведений. Главная редакция физико-математической литературы издательства “Наука”, М., 1977, 736 с.

2. Владимиров В.С., Жаринов В.В. Уравнения математической физики. Учебник для вузов. М.: Физматлит, 2004, 400 с.

3. Крылов В.И., Бобков В.В., Монастырский П.И. Вычислительные методы: В 2т. М.: Наука, 1977. т.2, 400 с.

4. Паймушин, В.Н. Оболочки из стекла. Расчет напряженно-деформированного состояния / В.Н. Паймушин, В.А. Фирсов – М.: Машиностроение, 1993. – 208 с.

5. Скорик И.И. Аппарат дифференцирующих матриц для решения дифференциальных уравнений / И.И. Скорик, В.А. Фирсов // Химия, физика, биология, математика: теоретические и прикладные исследования. Сб. ст. по материалам XVIII междунар. науч.-практ. конф. – № 12(10). – М., Изд. «Интернаука», 2018. С.59 – 62.

MACHINE OF DIFFERENTING MATRICES FOR SOLVING BOUNDARY VALUE PROBLEMS OF MATHEMATICAL PHYSICS

Inna Skorik

skorik.olia2012@mail.ru

Supervisor: Vjatcheslav Firsov, Doctor of Technical Sciences, Professor

(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan*)

A numerical algorithm for solving problems of mathematical physics has been developed and realized. The numerical solution of the problems was carried out using the machine of differentiating matrices. As an illustration, the solution of problems of transverse bending of beams of various structures is presented.

УДК 533.6.011.55

ВЫСОКОНАПОРНЫЙ СЛОЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ОТРЫВНОМ ТЕЧЕНИИ НА ТЕЛЕ С ИГЛОЙ

Трубицына Л.П., Литош Д.Д.

lukeria.trubitsyna@gmail.com

Научный руководитель: В.И. Запрягаев, д.т.н., профессор

(Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН, Новосибирск)

Аннотация: Высоконапорный слой – элемент сверхзвукового отрывного течения в зоне присоединения с высоким значением полного давления (80 – 95% полного давления в

набегающем потоке). Экспериментально подтверждено его существование для обтекания модели конического тела с иглой при числе Маха набегающего потока M = 6.

Введение

Отрыв и присоединение пограничного слоя могут существенно влиять на обтекание летательного аппарата и тепловые нагрузки на его поверхность, что вызывает необходимость изучения этого явления (см., например, [1 – 5]).

Высоконапорный слой – это элемент структуры высокоскоростного сверхзвукового отрывного течения в зоне присоединения. Слой образуется вниз по потоку за линией присоединения и характеризуется высоким значением полного давления (80 – 95% от величины полного давления в набегающем потоке). Его существование обнаружено при ламинарном обтекании модели угла сжатия, которая образована двумя плоскими поверхностями – горизонтальной и наклонной. Существование слоя зарегистрировано при числе Маха набегающего потока M = 6 – 8 и числе Рейнольдса, вычисленном по длине L горизонтальной поверхности, Re_L = 0.3 – 2.9 млн (при L = 50 мм). Существование слоя подтверждено независимыми экспериментальными (шлирен-визуализация и измерение распределения полного давления зондом Пито в этом слое) и численным методами [6, 7].

На рис. 1а показана структура сверхзвукового ламинарного отрывного течения в угле сжатия при числе Маха M = 6. Цифрой 1 обозначена модель. Угол наклона поверхности сжатия φ = 30°. Высоконапорный слой HPL виден на шлирен-фотографиях течения как узкая тёмная полоска за линией присоединения, параллельная наклонной поверхности модели. Также видны скачки уплотнения (C_1 – головной скачок уплотнения, C_2 – скачок отрыва, скачок присоединения C_3), сдвиговый слой SL, зона возвратного течения RF, веер волн сжатия CF и зона присоединения RZ. Высоконапорный слой HPL образуется в области присоединения после прохождения газа из слоя SL через веер волн сжатия CF с малыми, по сравнению с проходящим через скачок C_3 газовым потоком, потерями полного давления.

Цифрой 2 обозначен зонд Пито, который позволяет получить распределение полного давления (давления Пито) вдоль штриховой линии r. На измеренном профиле давления (рис. 1б) высоконапорный слой виден как локальный пристенный максимум полного давления HPL. Здесь p_{Pt} – измеренное зондом Пито полное давление, $p_{0\infty}$ – полное давление в набегающем потоке, r – перпендикулярная к наклонной поверхности угла сжатия линия, вдоль которой проведено измерение.

Подробно механизм формирования высоконапорного слоя изложен в [7]. Структура и параметры слоя HPL исследовалась для случая пространственного [6, 7] и квазидвумерного (модель угла сжатия, оснащённая боковыми стенками, [8]) течения в возвратной области RF. Поскольку на практике также встречается двумерное осесимметричное отрывное обтекание тел вращения ([2], [3], [9], [10]), целесообразно провести исследование в зоне присоединения и в этом случае.

Целью данной работы является выяснение структуры течения в зоне присоединения на осесимметричном угле сжатия в виде конуса с иглой в сравнении со структурой течения на плоском угле сжатия.

Методика исследований

Эксперимент проведён в гиперзвуковой аэродинамической трубе периодического действия Т-326 ИТПМ СО РАН (г. Новосибирск). Все эксперименты проведены при одних и тех же параметрах набегающего потока: число Маха M_∞ = 6.03, давление в форкамере аэродинамической установки $p_{0\infty} = 9.81 \cdot 10^5$ Па, температура в форкамере $T_{0\infty}$ = 380 – 395 К.

Экспериментальная модель (рис. 2) представляла собой конус (полуугол раствора φ = 30°, диаметр основания D = 50 мм) с установленной на его лобовом торце (D_s = 50 мм) острой иглой (полуугол раствора φ_s = 10°, диаметр d_s = 50 мм) различной длины. Длина иглы составляла L_s = 35, 60 и 100 мм. Все модели выполнены из стали. Геометрия модели выбрана так, чтобы линия присоединения потока находилась на поверхности конуса [10].

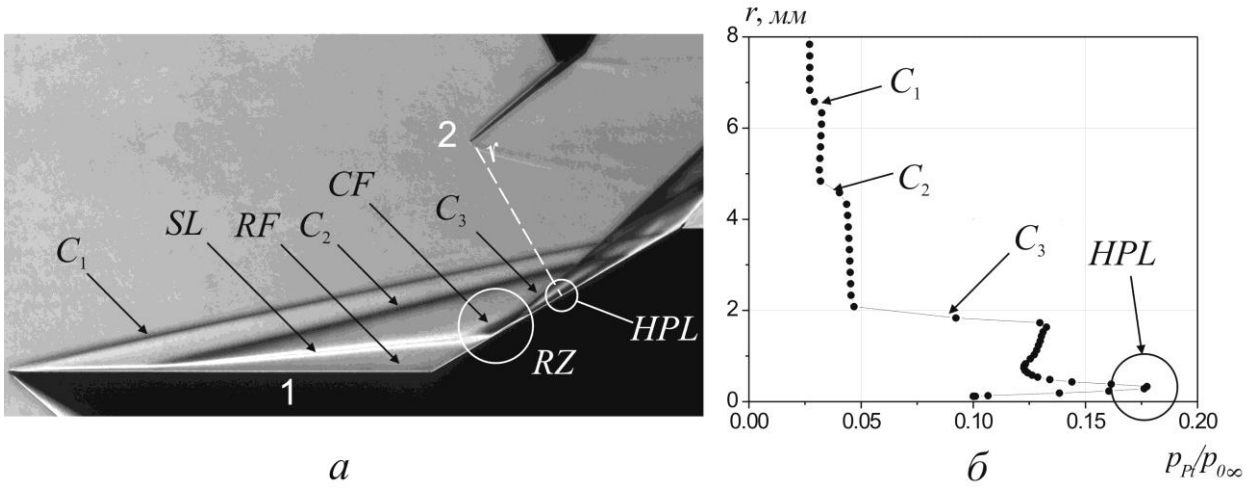


Рис. 1. Структура ламинарного отрывного течения в угле сжатия:
а – шлирен-фотография течения, б – распределение давления Пито вдоль линии, направленной по нормали к поверхности модели. HPL – высоконапорный слой

Рис. 2. Фотография модели конуса со сменным набором игл
(сверху вниз – L_s = 35, 60 и 100 мм)

Эксперимент включал в себя маслосажевую визуализацию течения на поверхности модели, шлирен-визуализацию течения с помощью теневого прибора ИАБ-451 и измерение распределения давления Пито за линией присоединения над поверхностью наклонного уступа при помощи зонда полного давления. В ходе эксперимента зонд с помощью специального трёхосевого координатного устройства перемещался из области свободного потока к поверхности модели по нормали к ней. Координатное устройство обеспечивает

точность позиционирования зонда в пространстве ±20 мкм по всем трём направлениям. Расстояние от линии стыка иглы с конусом до линии, в которой проводилось измерение зондом, составляло L_{Pt} = 38 мм.

Результаты

На рис. 3 представлены шлирен-фотографии течения (рис. 3а – в, длина иглы равна L_s = 35, 60 и 100 мм соответственно) и маслосажевая визуализация течения для L_s = 35 мм (рис. 3г). Видна ударно-волновая структура течения, аналогичная структуре, формируемой плоским углом сжатия (рис. 1): скачок уплотнения от конуса иглы, скачок отрыва, скачок присоединения, сдвиговый слой и область возвратного течения. Фотографии на рис. 3а, б сделаны при экспозиции 125 мкс («осреднённые» во времени), на рис. 3, в – при 4 мкс («мгновенная»). На «мгновенной» фотографии в области перед линией присоединения видны локальные во времени волнообразные искривления сдвигового слоя, которые указывают на пульсирующий характер течения в отрывной области с относительно малой амплитудой пульсаций. Анализ «мгновенных» фотографий для всех вариантов модели показал, что пульсации сдвигового слоя для случая L_s = 35 мм малы, а в случаях L_s = 60 и 100 мм могут влиять на результаты зондовых измерений.

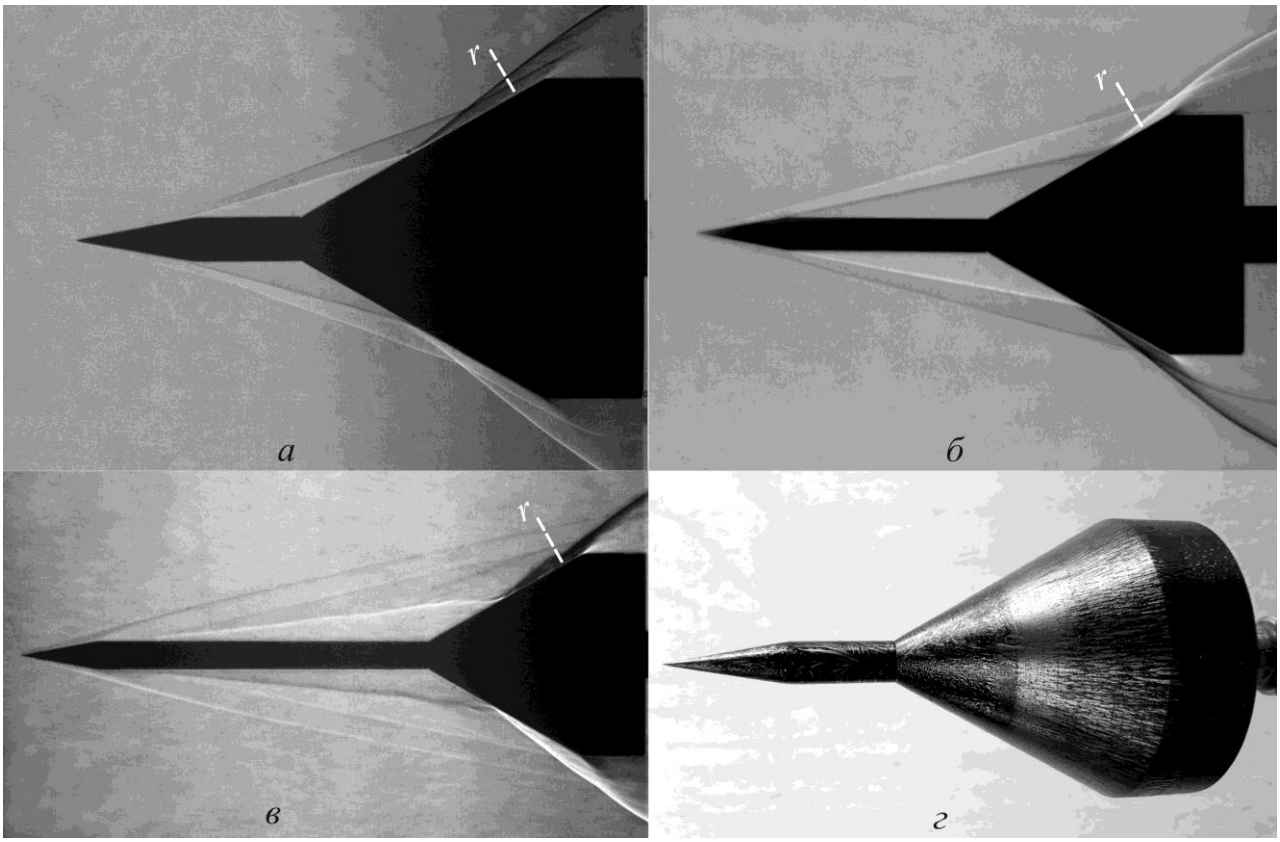


Рис. 3. Визуализация течения на теле с иглой: а – шлирен-визуализация течения для L_s = 35 мм, б – шлирен-визуализация течения для L_s = 60 мм, в – шлирен-визуализация течения для L_s = 100 мм, г – маслосажевая визуализация течения на поверхности тела с иглой для L_s = 35 мм

На рис. 4а представлены экспериментальные распределения давления Пито (p_{Pt} – измеренное зондом Пито полное давление, $p_{0\infty}$ – полное давление в набегающем потоке) для всех исследуемых осесимметричных моделей вдоль линии r, перпендикулярной к поверхности конуса (показана белой штриховой линией r на рис.3а – в). На всех профилях отчётливо виден локальный максимум HPL в пристенной области, соответствующий

высоконапорному слою (ср. рис. 1б). Также виден скачок присоединения C_3, а для случая L_s = 35 мм – контактная поверхность SS, образующаяся в результате взаимодействия скачков отрыва C_2 и присоединения C_3. Для случаев L_s = 60 и 100 мм скачок присоединения C_3 имеет форму плавного изменения полного давления $p_{Pt}/p_{0\infty}$ по высоте r, что обусловлено наличием пульсаций в сдвиговом слое SL.

На рис. 4б показано сравнение распределения давления Пито для модели конуса с иглой L_s = 60 мм и угла сжатия с углом наклона поверхности сжатия φ = 30°, полученного в предыдущих исследованиях для тех же параметров потока [6] в сечении L_{Pt} = 17.3 мм. Наблюдается хорошее совпадение расположения по высоте над стенкой модели и по амплитуде пика (относительно величины давления за скачком присоединения) HPL высоконапорного слоя.

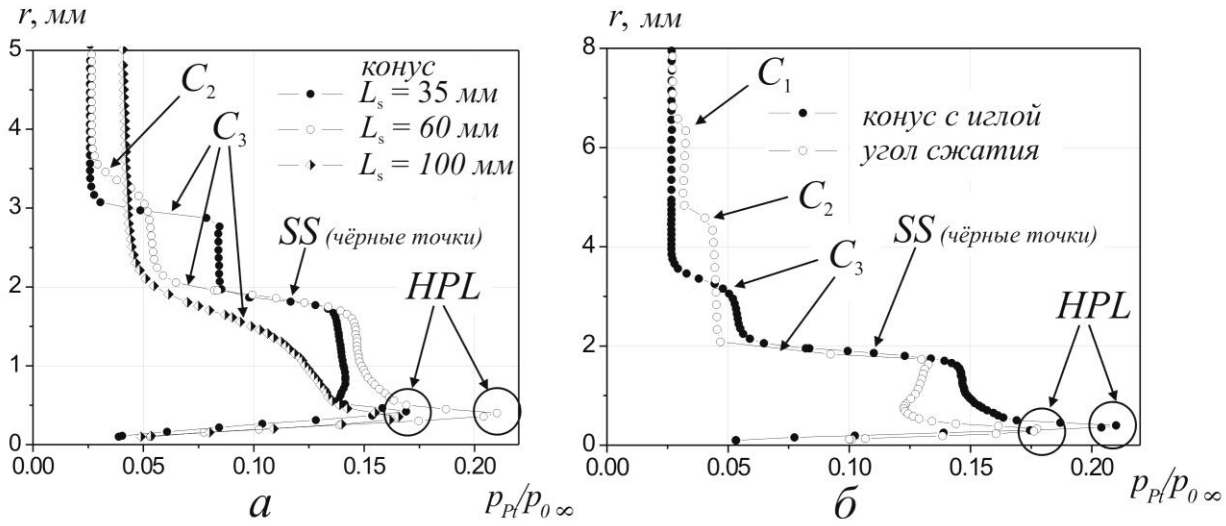


Рис. 4. Профили полного давления: а – распределение давления Пито за линией присоединения потока для конуса с иглой L_s = 35, 60 и 100 мм; б – сравнение распределения давления Пито за линией присоединения для конуса с иглой L_s = 60 мм и угла сжатия [6]

Заключение

Проведено экспериментальное исследование структуры осесимметричного сверхзвукового отрывного течения на конусе с иглой при числе Маха набегающего на модель потока M = 6. Показано существование высоконапорного слоя за линией присоединения. Наблюдается качественное соответствие с полученными ранее экспериментальными результатами для течения в угле сжатия, образованного плоскими поверхностями.

Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации 121030500158-0) и частично поддержана грантом РФФИ №19-31-90035. Эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Settles G.S., Dodson L.J. Supersonic and hypersonic shock/boundary-layer interaction database // AIAA Journal. 1994.

2. Чжэн П. Отрывные течения. — М.: "Мир", Том 1-3, 1972. (Chang, P.K.: Separation of Flow. Pergamon Press, Oxford (1970)).

3. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений: Учеб. пособие для втузов / Под ред. Н.Ф. Краснова. – М.: Высш. Шк., 1988. – 351 с.

4. Babinsky, H., Harvey, J. (eds): Shock wave-boundary layer interactions. Cambridge University Press, New York (2011).

5. Боровой В.Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем // М.: Машиностроение. 1983. Vol. 141.

6. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Trubitsyna L.P. Dynamic layer formation in the reattachment zone for a supersonic laminar separated flow // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019.

7. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Trubitsyna L.P. Reattachment of a Laminar Separated Flow At a Hypersonic Velocity of the Flow // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2020. Vol. 61, № 5. P. 710–716.

8. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Trubitsyna L.P. Structure of a supersonic separated flow over a compression corner with side walls. AIP Publishing LLC, 2021. Vol. 2351, № 1. P. 040007.

9. Alexander S.R., Katz E. Flight Tests to Determine the Effect of Length of a Conical Windshield on the Drag of a Bluff Body at Supersonic Speeds // NACA RM No. L6J16a. 1947.

10. Holden M.S. Experimental studies of separated flows at hypersonic speeds. I - Separated flows over axisymmetric spiked bodies // AIAA Journal, 1966. Vol. 4, No. 4. P. 591 – 599.

HIGH-PRESSURE LAYER IN SUPERSONIC SEPARATED FLOW AROUND A SPIKED BODY

Trubitsyna L., Litosh D.
lukeria.trubitsyna@gmail.com
Supervisor: V. Zapryagaev, Doctor of Engineering Sciences, Professor
(Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, Novosibirsk)

Abstract: The high-pressure layer is an element of a supersonic separated ramp flow with high values of total pressure (80 – 95% of the freestream total pressure). The existence of the high-pressure layer was experimentally confirmed for a flow around a spiked cone with freestream Mach number M = 6.

УДК 539.4

ОБ ОЦЕНКЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ В ПЛАНЕ НА ПОВЕДЕНИЕ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Федорова Т.В.
tfedorova_v@mail.com
Научный руководитель: В.А. Костин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань)

В представленной работе было оценено влияние формы в плане на поведение тонкостенных конструкций. Рассмотрен такой метод решения, основанный на идее приведения общего решения к ряду более простых задач, как метод линий уровня в строительной механике мембран, пластин и оболочек.

Форма тонкостенной конструкции в плане накладывает некоторые ограничения на методы ее исследования. Прежде всего, когда говорим о влиянии формы в плане на поведение тонкостенных конструкций, подразумеваем, что форму задают колебания системы. Говоря о колебаниях системы, подразумеваем наличие прогибов в пластинах.

Таким образом, раскрывая суть выбранной темы, рассмотрим инженерный метод расчета максимального прогиба и основной частоты для пластин сложных очертаний,

применимый для выпуклых контуров. Нахождение линейной зависимости между нагрузкой и максимальным прогибом цилиндрической панели осуществляется несколькими способами.

Известно, что чем сложнее структура рассчитываемой системы, тем более внушительных размеров становится расчет. В таком случае появляется необходимость в нахождении таких способов, которые позволят достаточно упростить расчёт сложной системы.

В вариационном исчислении известен метод Рэлея-Ритца. Сущность этого метода заключается в замене изучаемой проблемы модифицированной. В модифицированной проблеме находится такая функция, которая своим существованием минимизирует некоторый интеграл. При этом найденная функция, никак иначе, относится к ограниченному подклассу функций, то есть линейно зависящих от конечного числа параметров. А это, в свою очередь, позволяет сделать модифицированную проблему более простой, элементарной, чем первоначальная. Но недостатком такого способа является то, что решения, полученные нами в последствие, дают исключительно верхнюю границу изучаемой физической величины. Иными словами, при удачной аппроксимации функции получают достаточно точное значение низшей собственной частоты системы, но при этом другие ее динамические характеристики остаются нераскрытыми.

В основу метода положено исследование американских математиков Г. Полиа и Г. Сеге [7] по оценке основной частоты мембран, согласно которым решение подобных задач существенно упрощается при представлении прогибы в виде однопараметрической функции, имеющей данные линии уровня, что позволяет провести разделение переменных в функционале, характеризующем полную энергию колеблющейся мембраны, и выделить в качестве множителя величину B, характеризующую форму области в плане:

$$B = \int_0^{2x} (1 + r'^2\, r^{-2}) d\varphi.$$

Похожие идеи, но применительно к пластинам использовал В.И. Коробко [8]. Однако в следствие упрощений автор [8] пришел к грубым расчетным формулам, которые представляли из себя неравенства. Чтобы избежать подобного следует вычислять интегралы, характеризующие форму области в плане, без упрощения подынтегральных выражений. Подобное позволит избежать неопределенности при записи неравенств.

При выборе линий уровня обычно руководствуются интуитивными представлениями о действительной функции прогибов или простотой формул. Для некоторых частных случаев (круглая или эллиптическая пластина) представлении функции прогибов в виде линий уровня может приводить к точному результату. Для пластин, мало отличающихся от них, получим достаточно точную оценку изучаемой величины, а для пластин других конфигураций можно ожидать удовлетворительного приближения к точному результату, так как форма линии уровня в рассматриваемых задачах во многом близка к форме контура пластины в плане. Поскольку уравнение контура пластины – величина известная, задача в целом становится существенно проще по сравнению с первоначальной формулировкой, так как дать удовлетворительную аппроксимацию $w(x, y)$ в случае произвольного контура очень сложно. Между тем не способ аппроксимирования, а именно неудачный выбор аппроксимирующих функций является большей частью главной причиной неудовлетворительного решения задачи.

Вывод основных соотношений для изотропных пластин. В основу энергетического метода положен такой принцип, при котором состоянию равновесия (поперечный изгиб пластин), моменту перехода из устойчивой формы равновесия в неустойчивую (устойчивость пластин), моменту достижения экстремальной амплитуды колебаний (колебания пластин) соответствует условие равенства работ внешних и внутренних сил на возможных перемещениях. Необходимые для дальнейших выводов выражения полной энергии пластины по трем перечисленных задачам запишутся соответственно:

$$E = \frac{D}{2}\iint_F [(w_{xx} + w_{yy})^2 + 2(1-\nu)(w_{xx}w_{yy} - w_{xy}{}^2)]dxdy - \iint_F qwdxdy;$$

$$E = \frac{D}{2}\iint_F [(w_{xx} + w_{yy})^2 + 2(1-\nu)(w_{xx}w_{yy} - w_{xy}{}^2)]dxdy - \frac{w^2}{2}m^*\iint_F w^2 dxdy;$$

$$E = \frac{D}{2}\iint_F [(w_{xx} + w_{yy})^2 + 2(1-\nu)(w_{xx}w_{yy} - w_{xy}{}^2)]dxdy - \iint_F (N_x w_x^2 + N_y w_y^2 + 2N_{xy}w_x w_y)dxdy.$$

Если возможное перемещение задано некоторой упругой поверхностью пластины $\omega(x, y)$, то работа внутренних сил ν выражается первым интегралом, работа внешних сил T - вторым интегралом.

Форма упругой поверхности пластины определяется путем минимизации полной энергии всей упругой системы.

Если введем функцию прогибов в виде $w = w_0 f(x, y)$, где $f(x, y) \le 1$ и на контуре обращается в нуль, w_0 - максимальный прогиб пластины, то получим:

$$w_0 = \frac{q}{D}\frac{\iint_F f(x, y)dF}{\iint_F (f_{xx} + f_{yy})^2 dF};$$

$$\omega^2 = \frac{D}{m^*}\frac{\iint_F (f_{xx} + f_{yy})^2 dF}{\iint_F f^2 dF}.$$

Заменяем функцию переменных $f(x, y)$ однопараметрической функцией, удовлетворяющей граничным условиям и являющейся гладкой функцией, то есть $f(x, y) = g[t / r(\varphi)] = g(s)$, где $s = t / r(\varphi)$. Здесь t и φ - полярные координаты; $r(\varphi)$ - уравнение контура пластины.

Получаем:

$$w_0 \le \frac{q}{D}\cdot\frac{J_3}{J_1};$$

$$\omega_0^2 \ge \frac{D}{m}\cdot\frac{J_1}{J_2}.$$

Эти неравенства дают представление изучаемых проблем в изопараметрическом виде. После подстановки в эти неравенства функции $g(s)$, зависящей от одного неизвестного параметра, и минимизации полученных функционалов по этому параметру будем иметь оценки прогиба w_0 и частоты колебаний ω^2.

Вывод основных соотношений для ортотропных пластин.

Если говорить о потенциальной энергии деформации пластины, то выражение примет будет выглядеть так:

$$П = \frac{1}{2}\iint_F [D_1 w_{xx}^2 + 2D_3 w_{xx}w_{yy} + D_2 w_{yy}^2 + 4D_к w_{xy}^2]dxdy.$$

Представляя функцию прогибов, как $w(x, y) = w_0 g(s)$ и переходя к полярным координатам, получаем выражения для определения прогибов и частот ортотропной пластины:

$$w_0 \le q \cdot \frac{J_3}{J_0^0};$$

$$\omega^2 \ge \frac{1}{m} \cdot \frac{J_0^1}{J_2},$$

То есть формулы для определения прогиба и частоты позволяют быстро оценить влияние формы пластины в плане.

У полигональных пластин в расчетах погрешность может быть значительна (около 30%), так как выбор линий уровня, подобных контуру, приводит к образованию ребер, которые в свою очередь направлены от углов к центру. Но если говорить о реальной форме деформируемой поверхности, то она является гладкой. Если посмотрим на проблему большой погрешности при использовании $r(\varphi)$ непосредственно в виде уравнений прямолинейных участков с математической точки зрения, то можем сказать что часть интегралов в полученных неравенствах обращается в нуль, так как зависимость $(1+2r'^2 r^{-2} - r'' r^{-1})$ характеризует кривизну линии. Физически это может реализоваться только в случае цилиндрического изгиба, который в данных условиях выпуклых многоугольников невозможен.

Таким образом, можно заключить, что в случае полигональной формы в плане в неравенства в качестве $r(\varphi)$ необходимо подставлять зависимость, которая характеризует линию уровня, идущую по границе контура. Нахождение такой линии путем варьирования кривой в зоне углов позволяет существенно повысить точность расчетов.

Если говорить о практических расчетах, то трудоемкость определения пограничной линии уровня может быть снижена за счет использования в общем случае приближенной аналогии между задачами о колебаниях, устойчивости, прочности изотропных пластинок и задачей о поперечных колебаниях мембран, имеющих ту же форму в плане. Так как для мембраны исследование сводится к рассмотрению минимума отношения

$$\frac{B}{F} = \frac{2\int_0^{2x} (1 + r'^2 r^{-2}) d\varphi}{\int_0^{2x} r^2 d\varphi},$$

то решение задачи может начинаться с записи $r(\varphi)$ в виде ряда, коэффициенты которого определяются из условий касания линии уровня контура и минимума отношения B/F. Здесь F - площадь пластины в плане. [3]

Таким образом, оценка влияния формы в плане на тонкостенную конструкцию сложна в своем проявлении в виду собственно сложности самой конструкции. Однако существует метод решения такой проблемы — он заключается в аппроксимации функции. А значит, способ анализа влияния формы в плане становится наиболее простым и доступным в своем применении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Полиа Г., Сеге Г. Изопериметрические неравенства в математической физике. М.: Физматгиз, 1962. – 336 с.

2. Коробко В.И. Применение изопериметрического метода к решению задач технической теории пластинок АН СССР. Хабаровск: Хабаровский комплексный научно-исследовательский институт, 1978. – 66 с.

3. Костин В.А. Строительная механика самолета. Изгиб и устойчивость пластин: учебное пособие. Казань: КАИ, 1987. – 44с.

ON ASSESSMENT OF THE INFLUENCE OF THE FORM IN THE PLAN ON THE BEHAVIOR OF THIN-WALLED STRUCTURES

Fedorova T.
tfedorova_v@mail.com
Scientific supervisor: V. Kostin, Doctor of Technical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan)

In the presented work, the influence of the shape in plan on the behavior of thin-walled structures was assessed. Such a solution method is considered, based on the idea of reducing the general solution to a number of simpler problems, as the method of level lines in the structural mechanics of membranes, plates and shells.

УДК 629.7.01

ВЛИЯНИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА ВОЗМОЖНОСТЬ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ РЕГИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИИ

Хабибрахманов Р.Э.
arypr@mail.ru
Научный руководитель: Е.А. Першин, к.т.н.
(*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань*)

В данной работе рассмотрены возможности создания электрической региональной авиации. Описаны основные технологические трудности, связанные с силовой установкой и емкостью современных аккумулятор, для достижения желаемого результата. Представлены два прототипа конструкции самолета, проведено их сравнение. Результатами являются выявленные недостатки и преимущества каждого их прототипов.

Значительные изменения климата и потенциальное воздействие на окружающую среду из-за увеличения объемов перевозок в ближайшем будущем побудили многие отрасли промышленности сосредоточиться на сокращении выбросов CO_2 и NO_2. Являясь основным способом транспортировки, авиационная промышленность также следует тенденции к сокращению выбросов. Улучшения в технологиях планера и двигателей повышают эффективность самолетов и снижают выбросы. Однако потенциальное увеличение объемов авиаперевозок все же может привести к увеличению общих выбросов CO_2 и NO_2. Эта проблема ведет к разработке альтернативных экологически чистых источников энергии, как одного из основных решений по снижению воздействия на окружающую среду. Электрификация самолетов стала одним из самых популярных подходов к сокращению авиационной эмиссии.

В настоящее время исследования сосредоточены на гибридных и полностью электрических силовых установках, и конфигурациях самолетов, которые позволят снизить неблагоприятное воздействие на окружающую среду. Большая работа также посвящена внедрению энергосетей с распределенными электрическими силовыми установками. Конечная цель электрификации самолетов - это достижение полностью электрического полета с соответствующими весовыми характеристиками, для того чтобы максимально снизить выбросы от самолета. Однако доступность полностью электрических самолетов ограничена сектором авиации общего назначения из-за низкой плотности энергии батареи по сравнению с топливом и относительно низкой максимальной мощности современных электродвигателей.

Для ускорения создания электрической региональной авиации необходимо усовершенствовать не только технологии источников энергии и силовых установок, но и рассмотреть передовые технологии планера. Такие новые технологии могут значительно повысить летно-технические характеристики и общую эффективность самолетов, что позволит раньше поставить электрические коммерческие самолеты на рынок.

В рамках группы «Устойчивая и энергоэффективная авиация» должны быть спроектированы три энергосберегающих самолета для выполнения большинства операций с коммерческими самолетами. На рисунке 1 показаны три образца новых энергоэффективных самолетов: винтовой самолет малой дальности, самолет средней дальности, имеющий такие же требования к полетам, что и Airbus A320, и самолет дальнего действия, похож на Boeing B777.

Рис. 1. Семейство энергоэффективных самолетов

Возникновение и распространение ламинарного потока по поверхности самолета значительно влияет на общее сопротивление самолета, уменьшая вес самолета, расход топлива и эксплуатационные расходы.

Предварительные оценки самолета с протяженным ламинарным потоком вдоль крыла, оперения и фюзеляжа продемонстрировали значительное снижение (до 50%) общего лобового сопротивления и доказали важность управления ламинарным потоком.

Однако естественный ламинарный поток ограничен по форме, поэтому для его увеличения требуется гибридное управление ламинарным потоком: ламинарный пограничный слой расширяется не только с помощью конструкции, но также с использованием технологии активного всасывания. В этой технологии воздух всасывается с внешней поверхности самолета, чтобы задержать переход пограничного слоя и обеспечить существенно более высокий процент ламинаризации по сравнению с обычными поверхностями. Обшивка каждого компонента самолета разделена на два сегмента: пористый лист и внутренний лист, поддерживающий внешний лист. Внутренний лист имеет отверстия, которые всасывают воздух из пограничного слоя и задерживают переход. В каждой камере индивидуальное давление регулируется дроссельными отверстиями.

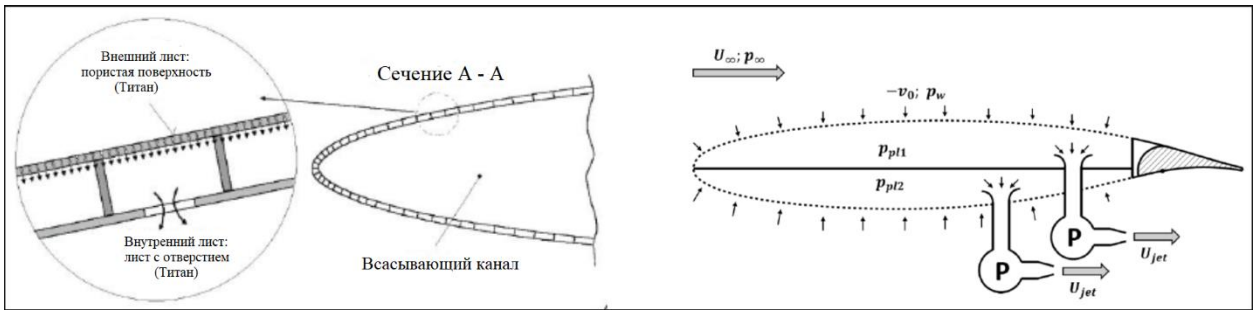


Рис. 2. Схематичное изображение управления ламинарным потоком

Снижение нагрузки представляет собой различные методы уменьшения изгибающего момента, испытываемого летательным аппаратом. Уменьшение максимального изгибающего

момента позволяет разработать более легкие крылья для более низких предельных коэффициентов нагрузки, что повысит топливную эффективность самолета.

Решения для снижения нагрузки включают расчет материала с нелинейной жесткостью, расчет вязкоупругого демпфирования, новые структурные концепции и локальные морфирующие структуры. Материалы с нелинейной жесткостью могут улучшить распределение нагрузки на крыло при низких нагрузках и повысить эффективность работы в этих случаях нагружения.

При активном снижении нагрузки на крыло используются различные типы управления потоком через крыло для достижения более благоприятного распределения нагрузки и уменьшения изгибающего момента крыла. Ранее исследователи по-разному подходили к проектированию систем активного снижения нагрузки. Активное снижение нагрузки может быть достигнуто с помощью гидравлических или микромеханических приводов потока, которые изменяют распределение нагрузки вдоль крыла и уменьшают изгибающий момент.

Одна из основных проблем гибридных и полностью электрических коммерческих самолетов связана с ограничениями максимальной доступной мощности электродвигателя. Сопротивление двигателя быстро увеличивается с увеличением его мощности, что быстро снижает эффективность двигателя. Одно из решений для сохранения КПД двигателя и даже его увеличения - использовать сверхпроводящие двигатели. Такие двигатели могут быть синхронными, с захваченным магнитным потоком и полностью сверхпроводящими. Они могут работать при низких и высоких температурах. Для поддержания необходимой температуры внутри двигателя требуется криогенная система охлаждения.

Предположение о гравиметрической плотности энергии батареи остается одним из самых важных предположений при проектировании самолетов. Таким образом, если самолет осуществим, задача будет заключаться в исследовании более реалистичных границ минимальных плотностей энергии. В противном случае появление полностью электрического самолета маловероятно. Следовательно, средняя плотность энергии 700 Втч / кг. Для обеспечения безопасной работы аккумулятора предполагалось, что уровень заряда составляет 20%.

В самолете использовались высокотемпературные сверхпроводящие двигатели, поскольку требуемая мощность часто достигает порядка мегаватта. Все сверхпроводящие компоненты также имеют системы охлаждения для обеспечения желаемых рабочих температур.

Управление ламинарным потоком оценивается путем изменения места перехода потока вдоль профиля крыла. Желаемая цель для перетекания потока устанавливается на 70% крыла, если нет вихревых возмущений, создаваемых винтом или другими агрегатами. В противном случае предписываются конкретные допущения о перетекании потока. Складывание крыла также влияет на применение гибридного управления ламинарным потоком. Место складывания имеет четыре основных положения. Если размах крыла меньше 36 м, складывание не применяется, и крыло имеет гибридное управление ламинарным потоком по всему размаху. Если размах крыла превышает 36 м, но не превышает 110% от требований Части С, применяется складывание законцовки крыла, крыло имеет гибридное управление ламинарным потоком до места складывания крыла, а законцовки имеют естественный ламинарный поток. Если место складывания происходит в любом положении, которое разделяет элероны, то положение складывания автоматически перемещается в положение, в котором заканчиваются закрылки и начинается элерон, так что конструкция элеронов значительно упрощается. Часть крыла после складного шарнира не имеет гибридного управления ламинарным потоком, а имеет только естественный ламинарный поток. Наконец, если размах крыла таков, что элерон может быть расположен на складывающейся части крыла, складывающийся шарнир фиксируется на 18 м, а закрылок ограничивается внешним положением - 18 м. Предполагается, что усовершенствование

конструкции и новые материалы позволят снизить вес пустого самолета на 19% по сравнению с металлической конструкцией.

Были рассмотрены две концепции первоначальной конструкции самолета. Первой концепцией была обычная конфигурация высокоплана с установленными на крыле двигателями. Батарея была разделена между брюхом фюзеляжа и пилонами двигателей: один сегмент располагался перед шасси, а другой - после шасси. Распределение батарей было основано таким образом, чтобы удовлетворить все возможные варианты загрузки пассажиров. Батарейные модули оснащены механизмом быстрой замены, поэтому механик может переключать батареи между рейсами, используя механизм, похожий на высокозарядный. Вторая конфигурация - низкоплан с расположенными в корме двигателями. Такая конфигурация, в отличие от первой, имеет полностью чистое крыло, что позволяет управлять ламинарным потоком по всему размаху крыла. Двигатели установлены в кормовой части фюзеляжа. Вертикальное расположение двигателей почти максимальное, чтобы минимизировать негативное влияние крыла на больших углах атаки. Аккумуляторы также оснащены механизмом быстрой замены.

Рисунок 3. Модели двух конфигураций

У каждой конфигурации есть свои допущения, особенности и ограничения. Первая концепция имеет ограниченный диапазон ламинарного обтекания по размаху крыла. Предполагается, что область, которая находится за винтом, имеет полностью турбулентный поток. Оставшаяся часть крыла имеет 70% ламинарного потока из-за применения гибридного управления ламинарным потоком. Чтобы иметь подходящий центр тяжести, крыло было установлено на 43% длины фюзеляжа. Вторая концепция имеет ограниченное управление ламинарным потоком перед шасси. Оставшееся сторона нагнетания и сторона всасывания на 70% являются ламинарными. Также можно было сместить крыло назад на 53% длины фюзеляжа, так чтобы дополнительные 10% могли быть ламинаризованы по сравнению с традиционной конфигурацией.

После выполнения эскизного проекта регионального электрического самолета и анализа полученных результатов остается несколько вопросов: как новые технологии влияют на конфигурацию самолета? Насколько отклонения от новых технологических предположений влияют на конфигурацию самолета? Какие технологии больше всего влияют на геометрию самолета?

Анализ чувствительности для плотности энергии батареи с отсутствием всех новых технологий планера был выполнен, чтобы определить, какая потенциальная плотность энергии может сделать возможной электрическую региональную авиацию и как это повлияет на характеристики самолета. Самолет без новых технологий предполагал 5% ламинарный поток на крыле и оперении, 5% ламинарный поток для фюзеляжа, предельный коэффициент нагрузки 2,5 и отсутствие снижения веса за счет композитных материалов. Технологии, связанные с силовой установкой, остались, поскольку их отсутствие немедленно приводит к невозможности создания самолета из-за того, что на каждый двигатель требуется мегаваттная мощность.

Результаты показывают, что отсутствие новых технологий значительно ограничивает возможности электрической региональной авиации, если не будет достигнута существенно более высокая плотность энергии аккумуляторных элементов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Спецвыпуск «Самолетостроение (СИ-3/2021)» [Электронный ресурс] – Режим доступа: https://www.mdpi.com/journal/aerospace/special_issues/Aircraft_Design

2. Даллара, Э. Проектирование самолетов для снижения воздействия на климат. [Электронный ресурс] Диссертация, Стэнфордский университет, 2011 г. – Режим доступа: https://perma.cc/3TDH-TB2S

3. Ярыгина, В.; Попов М. Разработка формулы веса складывающегося крыла. [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://trudymai.ru/upload/iblock/f98/proektirovanie-i-vesovoy-analiz-konstruktsii-skladnogo-kryla.pdf?lang=ru&issue=51

IMPACT OF NEW TECHNOLOGIES ON THE POSSIBILITY OF CREATING ELECTRIC REGIONAL AVIATION

Khabibrakhmanov R. E.
arypr@mail.ru
Scientific supervisor: E.A. Pershin, Candidate of Technical Sciences
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

This paper discusses the possibilities of creating electric regional aviation. The main technological difficulties associated with the power plant and the capacity of modern batteries are described in order to achieve the desired result. Two prototypes of the aircraft structure are presented and compared. The results are the identified disadvantages and advantages of each of their prototypes.

УДК 62-522.2

ГИДРОСИСТЕМА САМОЛЕТА. ЖИДКОСТИ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ САМОЛЕТА

Хабибрахманов Р.Э., Бычков С.С.
arypr@mail.ru, bychkovsergei75@gmail.com
Научный руководитель: Е.А. Першин, к.т.н.
(*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань*)

Данная работа посвящена гидросистеме самолета. Рассмотрены основные составляющие гидросистем, а также основные жидкости, используемые в них. Проведено сравнение жидкостей отечественного и зарубежного производства, выявлены их преимущества и недостатки.

Гидравлическая система позволяет прикладывать, умножать и передавать силы из одного места в другое через несжимаемую текучую среду. Гидравлика - важная система практически на всех современных самолетах. Легкие самолеты в основном используют гидравлику для увеличения и передачи тормозных сил от кабины на тормозной диск или барабан. Более крупные и сложные самолеты могут использовать гидравлику для приведения в действие шасси, закрылков и поверхностей управления в дополнение к торможению и рулевому управлению носовым колесом.

Гидравлические системы работают по принципу, согласно которому жидкость, в отличие от воздуха, практически несжимаема. Это делает его хорошей средой для передачи и умножения сил. Несжимаемость – это не единственное требование к полезной гидравлической жидкости; вязкость, стабильность и способность сопротивляться испарению, также важны.

Основные компоненты гидравлической системы самолета:

- Резервуар
- Насос с электрическим, ручным или моторным приводом.
- Фильтр, который используется для поддержания чистоты масла.
- Клапан, позволяющий контролировать поток масла
- Привод, в котором происходит большая часть действия
- Предохранительный клапан, используемый для сброса избыточного давления
- Теплообменник, который постоянно поддерживает нужную температуру масла

Вышеупомянутые части являются основными частями, которые встречаются в большинстве гидравлических систем самолетов; однако внутри самолета также есть множество подсистем, которые работают вместе для выполнения разных, но очень связанных задач. Причина существования многих из этих подсистем заключается в том, что основная гидравлическая система выходит из строя, что делает их действительно очень ценными.

В гидроприводе рабочая жидкость является энергоносителем, благодаря которому устанавливается связь между насосом и гидродвигателем. Кроме того, рабочая жидкость обеспечивает смазку подвижных частей элементов гидропривода.

Гидравлическая жидкость должна иметь достаточную вязкость, чтобы способствовать смазке и защите всей системы, но не настолько большой, чтобы оказывать сопротивление потоку во время работы. Типичная гидравлическая система состоит из цилиндров, поршней, клапанов и насосов. Если вязкость упадет слишком низко, эти компоненты не будут должным образом герметизированы, что приведет к утечкам в системе и ухудшению рабочих характеристик.

Точка воспламенения - это температура, при которой жидкость выделяет достаточное количество пара для кратковременного воспламенения, если применяется источник воспламенения (искра). Точка возгорания возникает при более высокой температуре и является той температурой, при которой присутствует достаточно пара для поддержания горения при воздействии искры или пламени. Хорошая гидравлическая жидкость имеет высокую температуру воспламенения и вспышки и не выделяет много пара в обычном диапазоне рабочих температур.

Жидкость, используемая в гидравлических системах самолета, должна действовать как охлаждающая жидкость, смазывать различные части систем и точно передавать давление - и все это одновременно. Сегодня в самолетах используется три основных типа гидравлического масла, в том числе:

Растительное масло, обычно состоящее из спирта и касторового масла. При использовании данного масла, иногда возникает коррозия и появляются отложения, поэтому оно сейчас встречается в основном в старых самолетах.

Синтетическое масло, которое состоит в основном из искусственного эфира фосфорной кислоты и окрашено в пурпурный цвет. Он также может быть окрашен в янтарный или зеленый цвет. Масла данного типа могут разъедать изоляцию и, следовательно, портится проводка в самолете.

К синтетическим гидравлическим маслам относятся жидкости, произведенные на основе продуктов химического синтеза с добавлением высокоэффективных присадок направленного действия и применяемые для обеспечения работы различных гидравлических систем.

Синтетические гидрожидкости выгодно отличаются от минеральных по своим эксплуатационным свойствам, а также огнестойкости и большей пожаробезопасности. К этому классу относятся жидкости НГЖ-5(У). Аббревиатура НГЖ-5(У) расшифровывается как негорючая жидкость номер 5, улучшенная. Диапазон температур, в которых может работать данная жидкость: -60…+150°С. Основа данной жидкости является сильнейшим растворителем для многих синтетических материалов. В связи с этим перед применением данной жидкости необходимо предварительно подготовить гидросистему. НГЖ-5У применяется на самолетах Ил-86, Ил-96, Ту-204 и др. современных ВС. Производителем данного масла является компания Роснефть. В 2003г. ПАО Туполев отказались от использования данной жидкости в пользу ее зарубежного аналога Скайдрол LD-4 из-за выявленных недостатков жидкости НГЖ-5У, таких как:

- в составе *НГЖ-5У* есть компонент, который при разложении образует твердые отложения, сказывающиеся на надежности работы золотниковых пар гидроагрегатов и герметичности торцевого уплотнения насосов.
- время работы торцевого уплотнения насоса НП-123, на жидкости *Скайдрол LD-4* при одних и тех же условиях примерно в 4 раза больше, чем на отечественной жидкости *НГЖ-5*.
- рабочая жидкость *Скайдрол LD-4* более устойчива к воздействию повышенной температуры, чем *НГЖ-5у*, и менее склонна к образованию полимерного осадка.
- Жидкость *НГЖ-5у* не прошла сертификацию на соответствие международному стандарту SAE AS 1241 на рабочие жидкости типа IV на основе фосфатных эфиров.

Минеральное масло, окрашенное в красный цвет, является разновидностью керосинового нефтехимического продукта. Масла данного типа обладают хорошими смазывающими свойствами, а также препятствует пенообразованию и коррозии, Масла на минеральной основе устойчивы к изменению температуры. Во избежание утечек и коррозии они должны использоваться вместе со шлангами и уплотнениями из синтетического каучука.

На протяжении длительного времени одной из самых распространенных авиационных жидкостей в РФ являлась минеральная гидравлическая жидкость АМГ-10. В целях улучшения вязкостных свойств в неё вводится вязкостная присадка винипол, которая представляет собой вязкую бесцветную массу, которая хорошо растворяется в углеводородах. Винипол также способствует улучшению антикоррозийных и смазывающих свойств жидкости. Гидравлическая жидкость АМГ-10 смешивается с красителем для окрашивания в красный цвет, чтобы избежать ошибочной заправки. Товарная жидкость АМГ-10 рекомендуется в качестве рабочей жидкости гидросистем самолетов с рабочим диапазоном температур от -60 до +100°С в контакте с воздухом или техническим азотом. При работе гидроагрегатов, работающих с ударной нагрузкой в условиях высоких температур и при контакте с кислородом, пары жидкости образуют смесь, самовоспламеняющуюся при температуре 92°С и давлении 220 атмосфер. Поэтому такие гидроагрегаты (гидроаккумуляторы, амортизаторы шасси) должны заполняться в газовых полостях только азотом. АМГ-10 не коррозийноактивна и не токсична при обычных температурах. В качестве уплотнительных материалов при работе с АМГ-10 используются маслостойкие уплотнения из натуральных каучуков. Присадка винипол склонна к механической деструкции и поэтому необходим периодический контроль вязкости масла в процессе работы. Отечественным производителем данной жидкости является компания Лукоил.

Зарубежным аналогом жидкости АМГ-10 является жидкость AeroShellFluid 41. Область применения AeroShellFluid 41 на основе минерального масла с композицией присадок различного назначения для гидравлических систем современных самолетов. Соответствует спецификации MIL-PRF-5606H, DEF STAN 91-48.

НАИМЕНОВАНИЕ ПОКАЗАТЕЛЯ	АМГ-10	AeroShellFluid 41
Вязкость кинематическая при 50°С, мм2/с	10,3	13,2
Вязкость кинематическая при -50°С, мм2/с	1187	не выше 2500
Температура вспышки в открытом тигле, °С	103	-
Температура застывания, °С	- 77	-60
Кислотное число, мг КОН/г	0,004	0,20

По информации из некоторых источников в настоящее время весь парк авиационной техники гражданской авиации, эксплуатирующийся в России, переведен на гидрожидкости зарубежного производства.

На основании проведенного сравнения можно сделать выводы, что основными недостатками жидкостей гидросистем самолетов созданных отечественными производителями является несоответствие современным требованиям, отсутствие сервисного обслуживания изготовителем жидкости. Отсутствие возможности использования наземного оборудования зарубежного производства, для обслуживания российских самолетов в зарубежных авиакомпаниях, по причине отсутствия необходимой сертификации. По показателям масла отечественного производства не уступают в качестве зарубежным.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Современные Технологии производства. URL: https://extxe.com/12290/ gidravlicheskie-zhidkosti/ (дата обращения: 25.09.2021)

2. Альдшуль А. Д. Гидравлика и аэродинамика: учебник // А. Д. Альдшуль.-М:1987. — 416с.

3. Башта Т. М. Гидравлические приводы летательных аппаратов: учебник // Т. М. Башта. — 4-е издание, перераб. и доп. — М: изд. «Машиностроение», 1967–495с

4. Е.А. Коняев, М.Л. Немчиков. Авиационные горюче-смазочные материалы. Москва: МГТУ ГА, 2013.

5. Гидравлика и пневматика. URL: https://www.hydraulicspneumatics.com/ (дата обращения: 25.09.2021)

THE HYDRAULIC SYSTEM OF THE AIRCRAFT. LIQUIDS USED IN THE HYDRAULIC SYSTEMS OF THE AIRCRAFT

Khabibrakhmanov R. E., Bychkov S. S.
arypr@mail.ru, bychkovsergei75@gmail.com
Scientific supervisor: E.A. Pershin, Candidate of Technical Sciences
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

This work is devoted to the hydraulic system of the aircraft. The main components of hydraulic systems, as well as the main fluids used in them, are considered. The comparison of liquids of domestic and foreign production is carried out, their advantages and disadvantages are revealed.

УДК 629.7.02

АДАПТИВНЫЕ ЗАКОНЦОВКИ КРЫЛА

Хамадеев Ф.Т.
hamadeyev.fanzil@litsey79.ru
Научный руководитель: Н.В. Ульянова, старший преподаватель
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация. В статье предложен способ улучшения безопасности и экономичности полетов путем внедрения адаптивных законцовок в конструкцию самолета. Выделяются и описываются характерные особенности адаптивных законцовок крыла.

Безопасность полетов – одна из самых важных и главных задач в авиации. В данный момент авиация развивается очень стремительно и быстро, на сегодняшний день внедрены разные способы обеспечения безопасности полетов, но взлет и посадка до сих пор остаются самыми опасными этапами полетов. Мой проект способен улучшить и увеличить безопасность и экономичность полетов. Обычные винглеты выполняют функцию гашение концевого вихря, снижая индуктивное сопротивление воздуха. Адаптивные законцовки повысят безопасность самолета, путём преобразование винглета в горизонтальное удлинение крыла при взлете и посадке. Преобразование винглета в удлинение крыла улучшит стабильность самолета, увеличит подъёмную силу и уменьшит влияние бокового ветра на самолет, тем самым сделает взлет и посадку более безопасными. При полете на крейсерской скорости винглеты будут экономить топливо.

Цели: Улучшить безопасность посадок и взлетов у самолетов путем внедрения адаптивных законцовок крыла**.**

Задачи: Создать описание, прототип, анимацию и произвести физико-математические расчеты по проекту.

Актуальность: В современной авиации тема безопасности и экономичности полетов особенна актуальна. Да, винглеты - это не новинка и они широко применяются в авиации, но мой проект позволит использовать винглеты не только для того, чтобы снижать индуктивное сопротивления воздуха, но и чтобы повысить безопасность самолета на самых напряженных режимах полета.

Анализ рынка/Научная обоснованность: В авиации концепта такого применения винглетов пока нет. Компания "Boeing" представила самолет Boeing 777'9 в котором законцовка крыла сгибается в сторону фюзеляжа, когда самолет находиться на земле. Огромный размах крыла заставил инженеров "Боинга" решить задачу ограничения аэропортов на габариты самолётов. В сложенном виде размах крыла уменьшается на 7 м до 64,8 м, чтобы обеспечить совместимость с аэропортами.

Рисунок 1

Американская компания «NASA» провела испытания управляемого дистанционно прототипа, крылья которого могут изгибаться вверх и вниз от 0 до 70 градусов благодаря новому сплаву. Прототип совершил три полёта с крыльями в «нулевом» положении, с выгнутыми на 70 градусов вверх и на столько же вниз.

Инженеры пришли к выводу, что использование нового сплава вполне оправдано, ведь прототип выдавал отличные показатели на протяжении всех трёх полётов. Материал, из которого изготовлены крылья, тоже показал себя очень хорошо, оставаясь стабильным на протяжении всех трёх полётов, чего нельзя было сказать о других материалах, которые пытались применить для подобных целей ранее. Разработчики считают, что в будущем у них получится делать более лёгкие и простые конструкции с более длинными и узкими складными крыльями. Это позволит сократить потребление топлива, а ещё поможет самолётам подстраиваться под сложные воздушные условия и облегчит сверхзвуковые полёты.

Рисунок 2

Научная обоснованность: Винглеты снижают индукционное сопротивление воздуха, благодаря этому часть топлива можно сэкономить. Но при сильном боковом ветре при взлете и посадке самолет может очень сильно трясти, винглет в этом случаи наоборот мешает самолету, так как винглет будет создавать дополнительную область для бокового ветра. Но, если при взлете и посадке винглет будет преобразовываться в удлинение крыла, самолет будет более стабильным в управлении и пилотировании.

Детальное описание проекта, включая способы реализации: Адаптивные законцовки крыла.

Механизм состоит из: винглета, силового агрегата (толкатель, гидравлическая система/электромотор) и гибкой шторки между крылом и механизмом для сохранение аэродинамических качеств на месте соединения крыло-механизм.

Имеется 2 положения:

1. Положение "Винглет," в этом положении законцовка крыла принимает форму винглета и снижает индуктивное сопротивление воздуха (используется в полете для экономии топлива)

2. Положение "Удлинение" В этом положении законцовка служит удлинением крыла самолета (используется при взлете и посадке для увеличения подъемной силы и стабильности самолета)

Самый яркий представитель авиации России - это МС-21 (Магистральный самолет 21 века), если в нем будут установлены адаптивные законцовки крыла, то это будет одним из самых запоминающихся конструкторских решений на несколько десятков лет вперед.

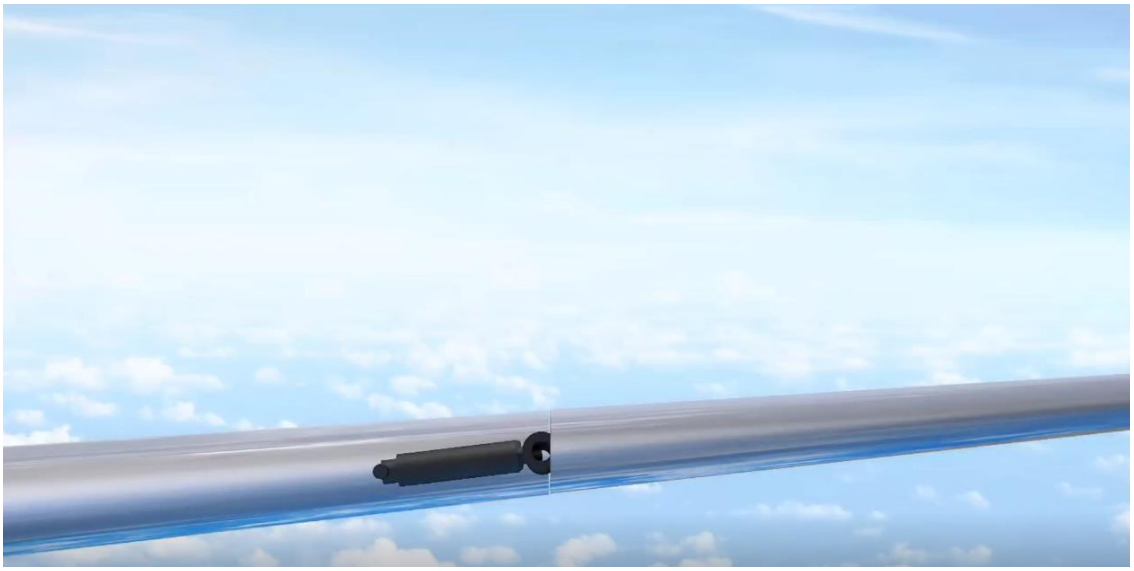


Рисунок 3

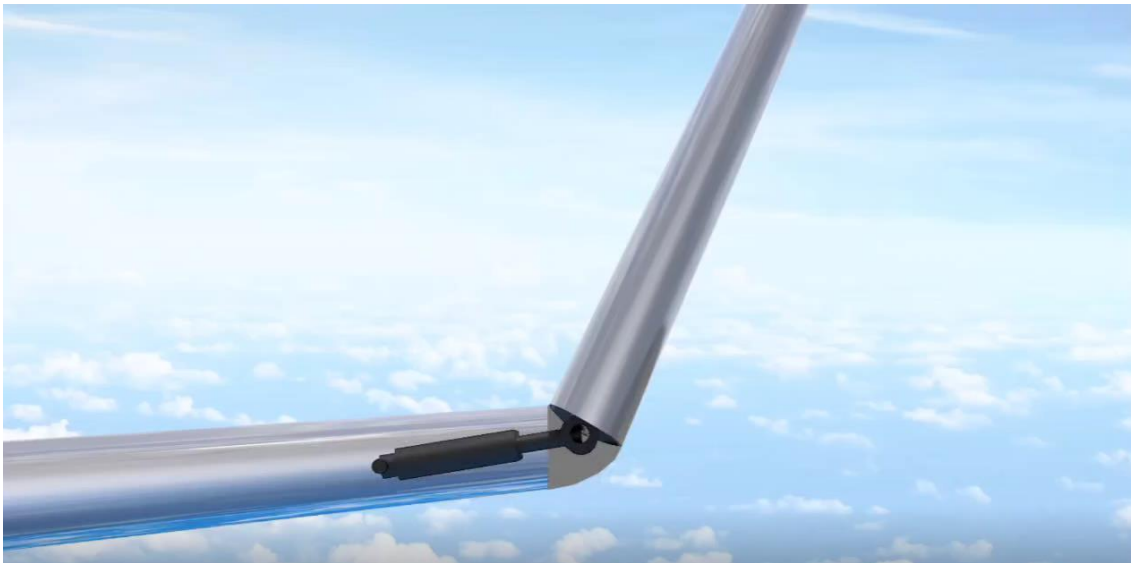


Рисунок 4

Эффективность, в т.ч. экономическая: Винглеты, благодаря снижению индуктивного сопротивления, погашению концевого вихря и увеличению длины крыла, практически не влияя на его размах, экономят топливо самолета

Оценка рисков: Риски есть всегда. В данном случаи риск может быть связан с отказом толкателя, поэтому понадобится дублер, то есть запасная силовая установка. При отказе механизации винглета, управление самолета не должно измениться, так как адаптивные законцовки крыла не служат органом управления самолета, а лишь помогают экономить топливо и повышать безопасность при сильном боковом ветре на взлете и посадке.

Перспективы внедрения. Жизнеспособность Перспективы связаны с безопасностью, экономичностью и новыми конструкторскими решениями в авиации.

Во-первых, это безопасность. При взлете и посадке удлинение крыла будет способствовать уменьшению влияния бокового ветра на самолет.

Во-вторых, экономия. Стоит только поставить на крыло самолета винглет, как самолет начнет экономить топливо просто летая. Этому способствуют несколько факторов:

- винглеты снижают индукционное сопротивление воздуха,
- частично погашают концевой вихрь на концах крыла,
- винглеты увеличивают длину крыла, практически не влияя на размах.

В-третьих, это новое конструкторское решение в области самолетостроения России и я уверен, что за этим будущее.

Новизна. Самолетов или концептов связанных с таким видом механизации винглетов нет. Американская компания "Boeing" сделала складную законцовку крыла, чтобы их новый самолет смог пройти по критериям габаритов в большинстве аэропортов. Компания «NASA» протестировала прототип самолета с одним из типов складных законцовок, но предложенный ими вариант подразумевает управление самолетом путем механизации винглета. Адаптивные законцовки крыла - это безопасность и экономия для гражданской авиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Г.И. Житомирский «Конструкция самолетов», Москва, «Просвещение», 2008г.

2. под.ред. М.И. Погосян, «Проектирование самолетов», Москва., 2018г.

3.Л.Л. Тетерин, Т.М. Притуло «Средства снижения индуктивного сопротивления самолета», Труды МФТИ,том.9,№4,2017г.

ADAPTIVE WINGTIPS

Hamadeev Fanzil

hamadeyev.fanzil@litsey79.ru

Supervisor: N. Ulyanova, Senior Lecturer

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Annotation. The article suggests a way to improve the safety and efficiency of flights by introducing adaptive endings into the aircraft design. The characteristic features of adaptive wingtips are highlighted and described.

УДК 629.7.021.6

РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ ДВУХОПОРНОГО ТОРСИОНА ДИСКОВОГО КРЫЛА

Ходакова Д. Е.

dekhodakova@kai.ru

Научный руководитель: В. В. Павлов, к.т.н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань)

В работе предложен способ крепления лопасти на двухопорном торсионе. Приводится метод расчета двухопорного торсиона дискового крыла.

В тезисах доклада содержится информация о совмещении свойств крыла самолета с несущим винтом вертолетного типа. Первые попытки создания такого крыла

предпринимались с 1950-х годов в США и Европе такими компаниями, как Bell Helicopter, Boeing, Sikorsky, Lockheed, Vertol, Hughes (США), Messerschmitt (ФРГ).

Идея создания дисколета основывается на следующих недостатках самолёта и вертолёта, как отдельных летательных аппаратов:

1. Классический вертолёт не способен развивать скорость более 350 км/ч.
2. В мире нет производства серийных вертолётов, которые бы имели грузоподъёмность свыше 25 тонн. Это в первую очередь связанно с ограничением по длине лопастей. Они представляют собой гибкую конструкцию и имеют стояночный свес, который ограничивает длину лопасти, а соответственно и грузоподъёмность летательного аппарата.
3. Самолёты имеют большую грузоподъёмность, но для их взлёта и посадки требуются соответствующие аэродромы, с довольно длинной ВВП.
4. Еще одним ограничением считают передачу большой мощности через один вал, а точнее через редуктор от двигателя к несущему винту. Считается, что предел возможной передачи мощности через коническую пару шестерен редуктора равен 8 тысячам лошадиных сил (л.с.), а таких пар в редукторе от вала одного двигателя может быть две, значит, мы не можем создать одновинтовой вертолет, имеющий два двигателя, мощностью более 32 тыс. л.с.

Для успешного симбиоза крыла самолета и винта вертолета предлагается решение, содержащее дисковое крыло с убирающимися лопастями несущего винта (рис. 1). Лопасть в этом случае крепится с помощью торсиона [1]. Шаг лопастей задается автоматом перекоса от комля через фильеру, которая крепится к втулке несущего винта с помощью двухопорного торсиона. Торсион устанавливается таким образом, что при перегрузке $n_э \approx 1$ нагрузка на кромку дискового крыла $Q = 0$.

Рис. 1. Самолет с крылом, трансформируемый в несущий винт

Основная сложность балансировки диска ротора заключается в способности определять силы и моменты на втулке несущего винта. Использовалась математическая модель, предложенная Гирфановым [2] для бесшарнирного несущего винта вертолета с одним несущим винтом.

Для расчета лопастей использовалась аналитическая модель Кирхгофа-Клебша [3,4] больших нелинейных перемещений стержня. Модель была развита в геометрически нелинейную теорию деформируемых стержней крыльевого профиля.

Конструктивные ограничения на перемещения концевой части торсионного стержня моделируются путем введения опоры, ограничивающей перемещения в плоскостях взмаха и вращения (рис. 2). Движения по оси Z считаются свободными.

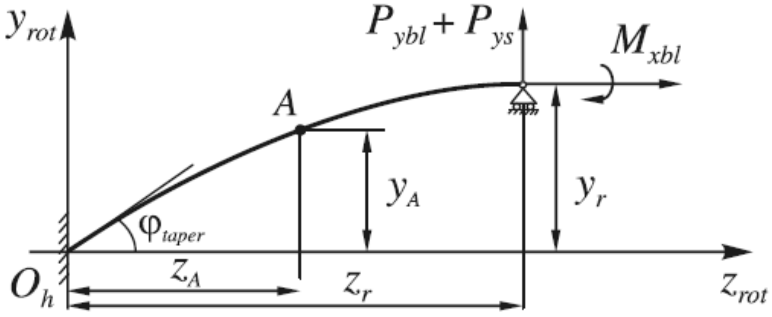


Рис. 2. Стержневая модель двухопорного торсиона

Тогда с учётом нагрузок, приходящих с лопасти, уравнения моментов в осях $O_{вт}x_{в}y_{в}z_{в}$ относительно точки А можно записать в следующем виде.

$$\sum M_{xb} = P_{zl} * (y_k - y_A) - \left(P_{yl} + R_{yo}\right) * (z_k - z_A) + M_{xl}$$
$$\sum M_{yb} = (P_{xl} + R_{xo}) * (z_k - z_A) - P_{zl} * (y_k - y_A) + M_{yl}$$
$$\sum M_{zb} = \left(P_{yl} + R_{yo}\right) * (x_k - x_A) - (P_{xl} - R_{x0}) * (y_k - y_A) + M_{\text{кр.ф}}$$

Под действием сосредоточенного изгибающего момента зона максимальной деформации растянутого торсиона будет сосредоточена в его концевой части.

Исследование сходимости по числу точек по длине торсиона будем проводить под действием изгибающего момента и растягивающей силы, приложенных в конце двухопорного торсиона длиной 3 метра. Полученные результаты (Рис. 3) говорят о том, что для моделирования упругой кривой достаточно 20 точек по длине. Однако для получения приемлемого значения наклона концевой части торсиона требуется от 20 до 100 точек.

В работе были получены следующие результаты:

• Представлен способ крепления лопасти к двухопорному торсиону, расположенному в дисковом крыле, которые после полного выдвижения составляют с торсионом единое целое;

• Проведен расчет и исследована сходимость полученных результатов.

Научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках исполнения обязательств по Соглашению номер 075-03-2020-051/3 от 09.06.2020 (номер темы FZSU-2020-0021)

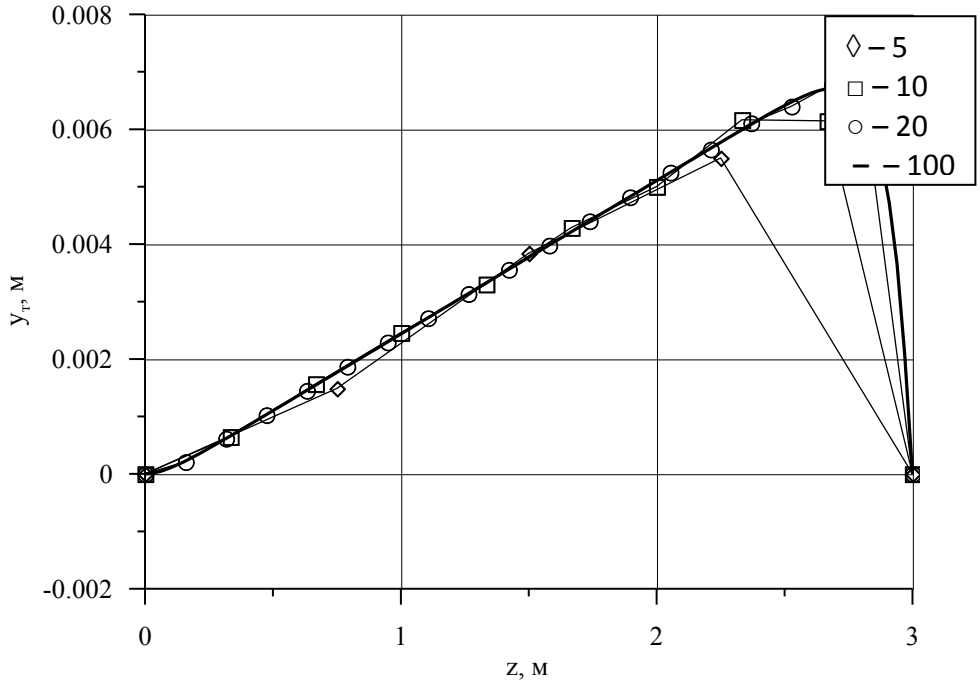


Рис. 3. Сходимость перемещений сечений
двухопорного торсиона по числу точек по длине

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Павлов В.В. Математическая модель балансировки дисколета вертикального взлета и посадки/ В.В. Павлов, А.М. Гирфанов// Авиационная техника, 2010, 53 (1), с. 1-8

2. А.М. Гирфанов «Математическая модель сложного пространственного деформирования лопасти несущего винта при произвольном движении вертолета» Вестник Самарского аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, № 4, 2009 г.

3. Кирхгоф Г. Механика. – М.: АН СССР, 1962. – 402с.

4. Павлов В.А. Геометрически нелинейная теория расчета стержней крыльевого профиля. Изв.вузов. Авиац. Техника – 1981. №2 – с.44-50.

CALCULATION MODEL OF THE TWO-SUPPORTED TORSION OF THE DISC WING

Khodakova D. E.
dekhodakova@kai.ru
Supervisor: V. V. Pavlov, Candidate of Technical Sciences
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The paper proposes a method for attaching the blade to a two-bearing torsion bar. A method for calculating a two-support torsion bar of a disc wing is presented.

УДК 629.7.02

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ РАБОТ

Шевченко М.О., Пасичная М.М.
maksim777754@yandex.ru
Научный руководитель: А.А. Лапышев.
(*Ульяновский государственный технический университет, г. Ульяновск*)

Проанализированы важнейшие проблемы в сельскохозяйственном секторе. Проведен анализ существующих российских самолетов малой авиации, в ходе которого были выбраны первичные технические характеристики будущего изделия, а также наиболее удачные решения, связанные с компоновкой планера. Приведено подробное обоснование компоновки самолета. В качестве объекта исследования была спроектирована 3D- модель поршневого однодвигательного моноплана с низкорасположенным крылом.

Актуальность данного проекта заключается в следующем:

Необходимость в развитии сельскохозяйственной авиации объясняется следующими ее преимуществами по сравнению с наземными видами сельскохозяйственных машин:

- обеспечивается независимость от времени года, состояния почвы и рельефа местности;
- исключается повреждение сельскохозяйственных культур, что на 10…15% увеличивается урожай;
- в 2…3 раза снижается стоимость обработки гектара;
- значительно увеличивается производительность работ: при внесении удобрений в 1,4…1,5 раза, при химической прополке посевов от сорняков в 4…5 раза; при борьбе с вредителями растений в 3…5 раз.
- обработка сельскохозяйственных угодий ведется в наиболее выгодные агротехнические сроки, например ранней весной, когда наземная техника еще не может работать из-за распутицы.

Известно, что специально спроектированные сельскохозяйственные самолеты в 1,5….2 раза более экономичны, чем переоборудованные или многоцелевые.

Научная новизна:

Особенностью самолёта является его конструктивное решение – активное использование композиционных материалов, что во многом снимает проблему коррозионной стойкости, повышает прочность планера, стоек шасси. В данном проекте представлены актуальные решения по аэродинамике, конструктивному виду звеньев конструкции и агрегатов фюзеляжа из современных композиционных материалов, обеспечивающие возможность разработки и производства летательных аппаратов «малой авиации», способных на конкурентное преимущество. При создании самолёта были применены методы цифрового моделирования, что позволило создать оптимизированную аэродинамическую схему.

Введение

Конструктивной особенностью самолёта является частое применение композиционных материалов, благодаря которому решается проблема коррозионной стойкости, а также повышается надёжность стоек шасси. В статье представлены решения по конструктивному облику элементов конструкции и агрегатов планера из современных композиционных материалов, обеспечивающие возможность разработки и производства конкурентоспособных летательных аппаратов «малой авиации»[1]. При создании самолёта были применены методы цифрового моделирования, что позволило создать приемлемую аэродинамическую схему.

Рис.1. 3D модель самолета

Одним из глобальных факторов, тормозящих развитие производства воздушных судов в России, является стремительный рост цен на авиационную технику, значительно опережающий темпы инфляции. Тенденцию к сокращению спроса на отечественную технику усугубляли кризисные процессы в мировом авиастроении. Падение объемов производства воздушных судов авиации общего назначения в западных странах приводило к продаже дешевой техники с вторичного рынка и увеличению импорта в России новых самолетов, невостребованных в странах Запада, а также к сокращению спроса на новые отечественные самолеты.

Глобальный фактор роста цен авиационной техники в России проявляется в большей степени, чем в других странах, т.к. при относительно невысокой стоимости труда и материальных затрат темпы их роста значительно опережают темпы роста в других странах, что в сочетании с высокой трудоемкостью влечет за собой потерю конкурентоспособности отечественной техники.

Сейчас количество малых авиастроительных предприятий в России ничтожно мало по сравнению с теми странами, где хорошо развита авиационная промышленность: в 50–75 раз меньше по сравнению с Великобританией и Францией и почти в 200 раз меньше по сравнению с США[2].

Практически отсутствие на рынке конкурентно способных российских моделей самолетов легкой сельскохозяйственной авиации, разработанных с учетом импортозамещения, способствовало развитию потребности в разработке нового планера самолета, адаптированного под современные экономические возможности отечественных аграриев. В данной статье представлены достигнутые и промежуточные результаты по проектированию изделия, рассмотрены основные этапы по определению облика планера самолета, а также подробное расчётное обоснование размеров и выборов материала.

Проектирование планера

Первый этап заключается в необходимости на начальном процессе проектирования самолета - это изучить полученный опыт конструкторов в отрасли авиастроения и определить наиболее удачные аналоги конструкции планера самолетов[3-5]. Было рассмотрено семь современных российских аналогов: сельскохозяйственный самолет Су-38Л; самолет Т-411СХ; сельскохозяйственный самолет М-500; Самолет А-31 «Спектр»; самолет А-35 «Сканер»; 6. легкий сельскохозяйственный самолет «Фермер-2»; самолет Т-500, в ходе анализа данных самолетов были выявлены первичные тактико-технические требования, определены компоновка и внешний облик самолета.

Второй этап проектирования заключался в утверждении первичных тактико-технических требований (ТТТ), а именно: основных областей назначения изделия,

технических требования предъявляемых к самолету, получение промежуточных данных и проверке правильности постановки ТТТ по средствам математического расчета.

Основное назначение изделия

Основная область применения самолета - сельское хозяйство, распыление удобрений или различных химикатов[6-7]. Кроме химической обработки сельскохозяйственных угодий его можно использовать для выполнения широкого ряда задач: рассеивание дождевых облаков, обработка лесов от разного рода вредителей, а также для мониторинга окружающей среды.

Тактико-технические требования:

Продолжительность полета не менее 1.5 часов;

$L_{\text{разбега}} = \text{около } 250\text{м}$

$L_{\text{пробега}} = 150$ м

$m_{\text{п}} = 850$ кг - масса пустого самолета.

$m_{max} =$ не менее 1450 кг – максимальный взлетный вес.

$L_{max} =$ около 1000 км - практическая дальность.

$H =$ около 2000м – практический потолок.

Максимальная скорость самолета $v = 130 - 150$км/ч.

$v_{\text{звука}} = 1195.2$ км/ч - скорость звука.

По имеющемуся техническому заданию были проведены следующие расчеты:

Аэродинамическим качеством крыла К - называется отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки[8]:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = 16 \quad (1)$$

Где, C_x и C_y- коэффициенты аэродинамических сил.

$$C_x = 0{,}021$$
$$C_y = 0{,}336$$

Крейсерское число Маха полета $M_{\text{крейс}}$ – это отношение скорости самолета по отношению к скорости звука[8].

$$M_{\text{крейс}} = \frac{v}{v_{\text{звука}}} = 0{,}134 \quad (2)$$

Проверка дальности полета L_{max} в ТТТ.

$$L_{max} = \frac{(z \cdot K \cdot M_{\text{крейс}}) \cdot (\frac{m_{\text{от}}}{\sqrt{1-m_{\text{от}}}})}{C_p} = 999.021 \quad (3)$$

где $C_p = 0.21$ - средняя за полет величина удельного расхода топлива двигателя, кг/ДаН·ч., z=1020 const, $m_{\text{от}} = 0.0915272$ кг.

Рассчитываем величину удельной нагрузки на крыло P_0'[8].

$$P'_0 = \frac{C_{y max\text{пос}} \cdot \vartheta_{\text{зп}}^2}{j \cdot (1-m_{\text{от}})} = 219.109 \text{ кг/м}^2 \quad (4)$$

где $C_{y max\text{пос}} = 2.2$ – для средней механизации крыла, т.к механизация крыла включает только закрылки и элероны; $\vartheta_{\text{зп}} = 47$ – скорость захода на посадку, км/ч; j=30.2 const ;

$$C_{\text{укрейс}} = q \cdot C_y \cdot K = 3.817 \quad (5)$$

где $C_{\text{укрейс}}$ – величина коэффициента подъёмной силы на заданной крейсерской скорости полёта.

Рассчитаем площадь крыла используя размеры 3D модели самолёта:

$b_{\text{корн}} = 1.796$ м – хорда корневая

$b_{\text{конц}} = 1$ м – хорда концевая

$K_{\text{разм}} = 12.4$ м – размах крыла

$$S_k = \frac{(b_{\text{корн}} + b_{\text{конц}}) \cdot K_{\text{разм}}}{2} = 17.335\text{м}^2 \quad (6)$$

где S_k - площадь крыла[8].

Сравнивая со значением, относительно которого брались геометрические размеры, 15.62 м^2, погрешность составляет 10%

$$\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}} = 1.796 \quad (7)$$

где η – сужение крыла

$$\lambda = \frac{(K_{\text{разм}})^2}{S_k} = 8.87 \quad (8)$$

где λ - удлинение крыла

Третий этап - проектирование внешних форм самолета таких как:

1. Аэродинамическая схема самолета.
2. Расположение крыла
3. Внешняя форма крыла
4. Форма крыла при виде спереди.

Аэродинамическая схема

Была выбрана нормальная схема, которая в наибольшей степени удовлетворяет комплексу требований, предъявляемых к легким самолетам авиации общего назначения (АОН) по устойчивости, управляемости, безопасности и другим летно-техническим требованиям[9].

Основные достоинства классической (нормальной) схемы самолета с хвостовым оперением:

-Благодаря развитой хвостовой части фюзеляжа без затруднений обеспечивается необходимая продольная и путевая устойчивость и управляемость.

-Сохранение безотрывного обтекания горизонтального оперения (ГО) в некоторой области закритических углов атаки крыла обеспечивает достаточную эффективность продольного управления на больших углах атаки[10].

Рис.2. Нормальная схема 3D модели ЛА.

Расположение крыла

Выбор был сделан в пользу одно неразъемного крыла[10]. В настоящее время доминирующей схемой является низкоплан, что объясняется следующими достоинствами самолетов низкопланной схемы:

- улучшается качество авиахимработ вследствие увеличения скоса потока на меньшем расстоянии крыла от земли.
- шасси удобно крепить к крылу по сравнению с высокопланом;
- улучшаются взлетно-посадочные характеристики вследствие близости земли;
- удобнее крепить штанги для опрыскивания по всему размаху крыла;
- облегчаются работы по техническому обслуживанию самолета.

- при аварийной посадке.

Внешняя форма крыла

Было выбрано трапециевидное неразъемное крыло с большим удлинением[11]. Трапециевидные крылья имеют меньшую массу, чем прямые, поэтому чем больше сужение, тем меньше при прочих равных условиях масса крыла и больше его жесткость.

Форма крыла при виде спереди

Существуют разные значения поперечного V: $\psi=0$, $\psi>0$, $\psi<0$ и с двойным углом поперечного V типа «чайка». Для увеличения поперечной устойчивости будем использовать положительное V в промежутках от $\psi=0\ldots.+7$ град.

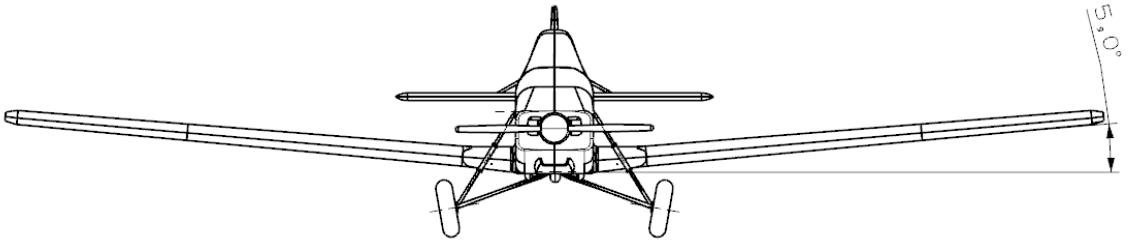


Рис.3. Угол поперечного положительного V

Четвертый этап в проектировании самолета заключался в определении расположения, эффективности механизации, подбор конструктивно-силовой схемы (КСС) фюзеляжа, схемы шасси и типа силовой установки (СУ).

Механизация ГО и ВО

В 3D модели самолета крыло и хвостовое оперение было разделено на статические и динамические части такие как элероны, закрылки, руль направления и руль высоты[12]. Эффективность механизации в проектном самолете является средней.

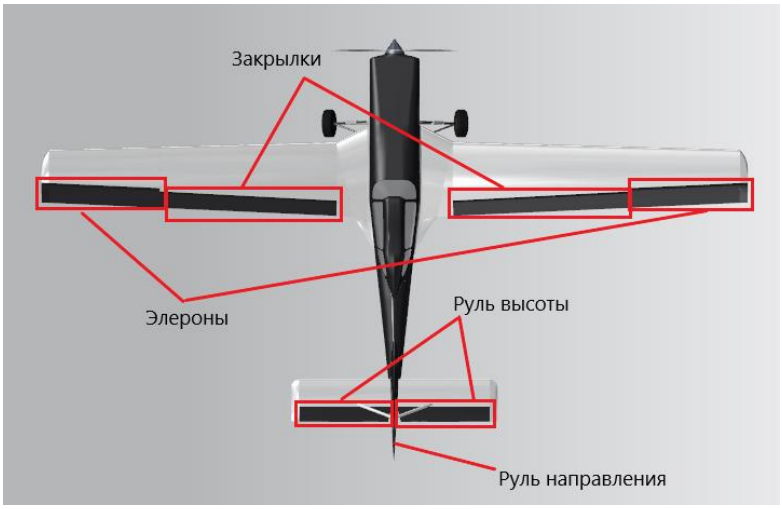


Рис.4. Механизация крыла и стабилизатора

Конструктивно-силовая схема фюзеляжа

При использовании лонжеронно-балочной схемы в фюзеляже удобно размещать узлы крепления двигателя[13], делать вырезы между лонжеронами под необходимые полезные объемы (кабина, топливные баки, агрегаты) без нарушения целостности главных силовых элементов[14-15]. КСС фюзеляжа будет выполнена по лонжеронно-балочной схеме.

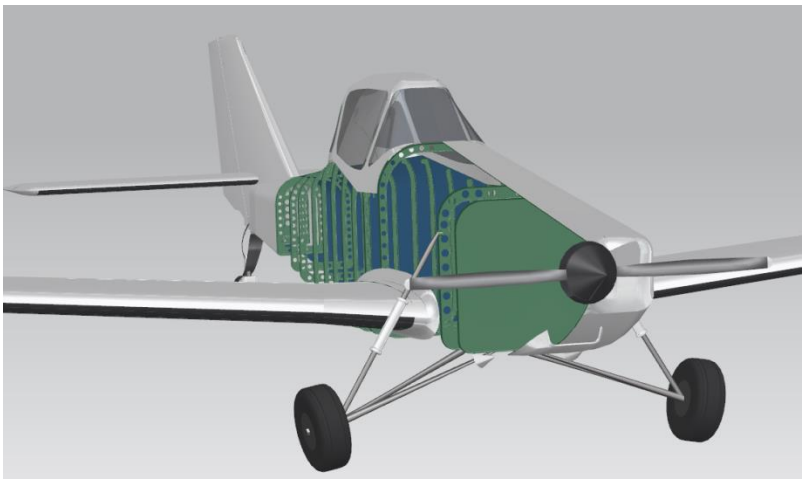


Рис.5. Готовая 3D модель ЛА с выполненными шпангоутами КСС фюзеляжа

Схема шасси

На самолете было решено использовать трехопорную схему шасси с хвостовой опорой.

Две основные опоры находятся впереди центра масс самолета. На них приходится до 90 % силы тяжести самолета на стоянке. Третья опора - в хвостовой части самолета. Эта опора для обеспечения разворота самолета обычно делается свободно ориентирующейся[16-17].

Основное преимущество этой схемы заключается в том, что за счет короткой и легкой хвостовой опоры общая масса шасси получается наименьшей по сравнению с другими схемами.

Рис.6. Передние стойки шасси и хвостовая опора

Выводы

Уникальность CAD и CAE систем заключается в высокой конструктивной сложности получения полноценного облика сельскохозяйственного самолёта по заданным геометрическим характеристикам. Благодаря современным системам была спроектирована полноценная модель самолёта в кратчайшие сроки. Исследование российских и зарубежных самолётов аналогов позволяет приближённо получить математические расчёты для создания полноценной 3D модели планера. В ходе исследования разнотипных самолётов были выявлены необходимые данные, как по компоновке будущего изделия, так и первичные тактико- технические требования. Благодаря высокой производительности сельскохозяйственный самолёт способен удовлетворять ряд потребностей заказчиков.

Ряд преимуществ малой авиации неоднократно доказывает своё превосходство не только по техническим составляющим, но и с точки зрения экономической эффективности. Опыт создания зарубежных и отечественных самолетов показывает, что будущий самолет малой авиации должен быть связан с экономической покупательской способностью и выгодным обслуживанием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Черноволов Р. А., Гарифуллин М. Ф., Козлов С. И. Валидация процедур проектирования и изготовления динамически подобных моделей летательных аппаратов с применением полимерных композиционных материалов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 102-112.

2. Малышев А.А. Малая авиация выведет аграриев на новую высоту // Режим доступа: свободный. - URL: https://www.ng.ru/society/2018-02-28/100_avia280218.html (дата обращения: 1.07.2020).

3. Вислое И.П., Эскизное проектирование легких самолетов: учеб. пособие - Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2006. - 82 с.

4. Арепьев А.Н., Вопросы проектирования легких самолетов - Москва: МГТУГА, 2001.- 136с.

5. Комаров В.А., Боргест И.П., Вислов И.В., Власов Н.В., Козлов Д.М., Корольков В.Н., Майское В.Н., Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие / [В.А. Комаров и др]. - 2-е изд., перераб. и доп. - Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2013. - 120 с.

6. Козлов Д.М. Концептуальное проектирование самолета: метод. указания - Самара: СГАУ, 2012. 20с.

7. Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф., Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. – Москва: Патриот, 1991. – 235с.

8. Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов : учебник / Г.И. Житомирский. – Москва : Машиностроение, 2005. – 406 с.

9. Анисимов К. С., Кажан Е. В., Курсаков И. А., Лысенков А. В., Подаруев В. Ю., Савельев А. А. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 7-19.

10. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др., Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – Москва: Логос, 2005. – 612 с.

11. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов - Москва: Машиностроение, 1978. – 208с.

12. Баранов В. Н., Ли Б. К. Оптимальное управление легким самолетом при летных испытаниях // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 5. С. 62-66.

13. Гиммельфарб А.Л., Основы конструирования в самолетостроении. – Москва: Машиностроение, 1980. – 363с.

14. Mitrofanov O.V. Post-buckling behaviour estimation of thin cylindrical composite shells of non-symmetrical structure in case of compression // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 684. No. 1, pp. 012018. DOI: 10.1088/1757-899X/684/ 1/012018

15. Bokhoeva L.A., Rogov V.E., Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Stands for fatigue strength tests // XIV International Scientific-Tecnical Conference on Actual Problems of Electronics Instrument Engineering (APEIE). 2018. Vol. 8, pp. 251-254. DOI: 10.1109/ APEIE.2018.8545626

16. Daidzic N.E. Modeling and Computation of the Maximum Braking Energy Speed for Transport Category Airplanes // Journal of Aviation Technology and Engineering. 2017. Vol. 6. No. 2, pp. 2–25. DOI: 10.7771/2159-6670.1154

17. Ghosh A.K., Mathur V. Aircraft Maintenance. Lecture 07 «Aircraft Brakes System». — Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Kanpur. 2019. URL: http://textofvideo.nptel.ac.in/ 101104071/lec7.pdf

DEVELOPMENT OF THE AIRFRAME OF A MODERN AIRCRAFT FOR THE IMPLEMENTATION OF AGRICULTURAL WORK

Shevchenko M. O., Pasichnaya, M. M.
maksim777754@yandex.ru
Scientific supervisor: A.A. Lapyshev
(Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk)

The most important problems in the agricultural sector are analyzed. The analysis of existing Russian small aircraft was carried out, during which the primary technical characteristics of the future product were selected, as well as the most successful solutions related to the layout of the airframe. A detailed justification of the layout of the aircraft is given. As an object of research, a 3D model of a piston - powered single-engine monoplane with a low-lying wing was designed.

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ВТУЛОК НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Шилин Н.А.
nikitashilin32@gmail.com
Научный руководитель: А.М. Гирфанов, д.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация. В рамках данной работы рассмотрены особенности втулок несущего винта вертолета таких типов, как шарнирные, упруго-шарнирные, полужесткие и жесткие, а также особенности проектирования. Кроме этого, рассмотрены требования и функции втулок, выбор упругих элементов, различных типов подшипников и общей компоновке конструкции втулки. Отмечены основные достоинства и недостатки. Сделан вывод о эффективности использования того или иного типа втулок.

Втулка – центральный узел винта, он определяет, вместе с системой управления, основные особенности конструкции, которые четко связаны с назначением вертолета. Втулки несущего винта вертолета состоят из рукава подвески для лопастей, а также корпуса. Рассмотрим основной порядок проектирования втулки несущего винта, а далее особенности конкретных видов втулок.

Проектирование обычно начинается с анализа технических требований к вертолету. После рассматриваются внешние нагрузки, формируется схема нагружения, происходит изучение аналогов. На данном этапе стоит обратить внимание на самые совершенные достижения науки и техники. Далее происходит выбор схемы, определение эксплуатационных нагрузок и определение условий работы втулки. Определение предельно необходимого отклонения лопастей, относительно шарниров, с целью правильного расположения ограничителей и демпферов. Следом устанавливается силовая схема шарниров и других деталей втулки, разрабатывается конструкция узлов и увязка ее с системой управления. Происходит подбор подшипников для шарниров и проектировочный расчет. Стоит учитывать, что, если большие нагрузки, то разумнее использовать игольчатые подшипники, т.к. несущая способность определяется площадью контакта. Также происходит выбор материала, подбор сечения, устанавливаются величины допустимых напряжений, пределы выносливости. В результате, определяются величины расчетных напряжений. Далее статические, динамические испытания, расчет на все случаи нагружения по АП-29, макетная

комиссия и сертификация. Данный порядок проектирования является общим. Далее рассмотрим основные виды втулок и особенности их проектирования.

Для начала стоит обратить внимание на общие требования и функции втулок несущего винта. В первую очередь, это обеспечение кинематической подвижности лопастей на всех режимах полета, ограничение степеней свободы лопасти, обеспечение эффективной работы, с точки зрения аэродинамики, а также прочность, выносливость и живучесть конструкции. Функции, выполняемые втулкой несущего винта:

1. Угловое перемещение лопастей;
2. Передача сил и моментов на вал несущего винта, далее на конструкцию вертолета;
3. Обеспечение махового движения лопасти;
4. Обеспечение собственной частоты колебания лопасти в плоскости, перпендикулярной плоскости взмаха по низшему тону, с целью предотвращения явления типа «Земной резонанс».

Также стоит отметить, что прогресс в сфере материаловедения позволил отказаться от подшипников качения. В результате чего появились безшарнирные втулки, в которых металлические шарниры заменялись иными упругими элементами, например, торсион из композитных материалов. Более подробно данный тип втулок будет рассмотрен далее.

Винты можно разделить на 4 группы: шарнирные, упруго-шарнирные, полужесткие, жесткие.

Шарнирные втулки – втулки, в которых имеют место горизонтальные и вертикальные шарниры. На сегодняшний день данный тип втулок является наиболее распространенным. Шарнирная втулка состоит из рукава подвести лопастей с шарнирами и корпуса. Возможно различное чередование шарниров. На зарубежных вертолетах распространены шарнирные втулки с совмещенными горизонтальными и вертикальными шарнирами, например, втулка вертолета S-58. Данный тип втулок является более компактным, имеет меньшую массу, однако затрудняется компоновка деталей и узлов такой втулки. Типичной конструкцией шарнирной втулки, является втулка с разнесенными горизонтальными, вертикальными и осевыми шарнирами (вертолет Ми-8) [1]. Конструкция втулки включает корпус, скобу, цапфу осевого шарнира, корпус осевого шарнира, рычаги управления углом установки лопасти, гидравлические демпферы вертикальных шарниров. На легких вертолетах распространены втулки с общим горизонтальным шарниром. Данная втулка простая, с точки зрения конструкции, а также легкая, но ограничена область применения. Движение лопастей в данном случае обеспечивается посредством колебаний ступицы втулки в совмещенном шарнире. Подводя итог о шарнирных втулках, можно выделить следующие достоинства данного типа втулок:

1. Несущая способность подшипников горизонтального, вертикального, осевого шарниров;
2. При действии переменных нагрузок низкий уровень напряжений;
3. Достаточно хороший ресурс, возможность его увеличения;
4. Технологичность конструкции.

При этом шарнирная втулка имеет ряд недостатков:

1. Масса и габариты по сравнению с другими типами, которые будут рассмотрены ниже;
2. Время отклика вертолета на управляющее воздействие больше, чем у бесшарнирных втулок;
3. Необходима смазка шарниров, то есть техническое обслуживание;
4. Склонность втулок к явлению типа «Земной резонанс», следовательно, необходимость внедрения демпферов колебаний в плоскости взмаха и вращения.

Рассмотрим следующий тип втулок – бесшарнирные втулки несущего винта. В данных втулках металлические шарниры заменены упругим элементом, обеспечивающим необходимые перемещения за счет собственной податливости лопастей [2]. По сравнению с шарнирными, данный тип втулок легче на 15-20 %. Бесшарнирные втулки можно разделить на втулки с пластичным V-образным торсионом, с эластомерным подшипником, с упругим

элементом Starflax, с упругим торсионом балочного типа, с торсионом осевого шарнира. Главным преимуществом таких втулок является увеличение ресурса, снижение технического обслуживания (нет необходимости в смазки шарниров и т.д.). Недостаток таких втулок – плохая работа компенсатора взмаха.

Рассмотрим особенности упругих элементов бесшарнирных втулок. Втулка с пластичным V-образным торсионом, который одним концом крепится к корпусу втулки, а другим к переходнику крепления лопасти. Если рассмотреть схему нагружения, то пластинчатый упругий торсион воспринимает центробежную силу, позволяет лопастям совершать маховое движение, закручиваться от рычага поворота лопасти. Пластинчатый торсион состоит из набора пластин из высокопрочной стали. Примером втулки с таким торсионом может служить вертолет Ка-226А, Ми-34 (втулка имеет на 50% меньше число деталей по сравнению с обычными втулками). Следующий тип бесшарнирных втулок – втулки с эластомерным подшипником, где основной силой является эластомерный подшипник. Он воспринимает все нагрузки, приходящие с лопасти, позволяет совершать маховое движение и закручиваться от рычага поворота лопасти. Примером такой конструкции является вертолет Ми-28. Эластомерный подшипник представляет собой упругий элемент, в котором слои резины чередуются со слоями металла. В таком подшипнике отсутствует качение, скольжение и, следовательно, факторы износа, характерные для обычных типов подшипников. Преимущества эластомерных подшипников заключаются в увеличении срока службы в 3-5 раз, устранении необходимости смазки, технического осмотра, уменьшении числа деталей. Главным недостатком таких подшипников является высокая цена.

Последний тип упругого элемента бесшарнирной втулки – упругий элемент типа Starflax. Втулка с таким элементом выполнена почти полностью из стеклопластика в форме трехлучевой звезды с центральным корпусом большой толщины и треугольными в плане лучами-кронштейнами. Такая втулка имеет простую конструкцию и небольшую стоимость. Также, в такой втулке нет необходимости в демпферах, что снижает вес втулки. Недостатком является повышенный уровень колебаний, передаваемый на вертолет, по сравнению с шарнирными и втулками с другими упругими элементами.

Далее рассмотрим жесткие втулки. В конструкции таких втулок крепление лопастей не предусматривает введение шарниров, кроме осевого. При заданных управляющих моментах перемещение концов жестко закрепленной лопасти существенно меньше, в результате, управляемость намного выше. Данный тип втулок является самым нераспространенным. Большее распространение получили полужесткие втулки с пластинчатым или проволочным торсионом [3]. Пластичный торсион осевого шарнира представляет собой силовой стержень из стальных пластин, воспринимающий растяжение от центробежной силы и обладающий малой крутильной жесткостью. Выбор параметров торсиона обычно происходит по допускаемому напряжению на разрыв от действия центробежной силы. В проволочном торсионе центробежную силу воспринимает пакет из стальной проволоки. Такие торсионы более просты по конструкции и несущей способности, т.к. выше усталостная прочность.

Таким образом, втулка – основной агрегат несущего винта, предназначается для крепления лопастей, передачи крутящего момента от вала главного редуктора к лопастям, а также для восприятия и передачи на фюзеляж аэродинамических сил, возникающих на лопастях несущего винта. Конструкция и типы втулок разнообразны. Необходимость проектирования и использования конкретного типа втулок зависит от множества факторов, таких как назначение вертолета, вес, конечная стоимость аппарата и т.д. На сегодняшний день наибольшее распространение имеют втулки с упругими элементами, но и классические шарнирные также актуальны.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Далин В.Н., Михеев С.В. Конструкция вертолетов / Под. ред. РАН, проф. С. В. Михеева. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – С. 60–75.

2. Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкций деталей и узлов. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИПРИНТ, 2009. – С. 156–198.

3. Конструкция вертолетов / Ю.С. Богданов, Р.А. Михеев, Д.Д. Скулков. – М.: Машиностроение, 1990. – С. 90–102.

INVESTIGATION OF THE DESIGN FEATURES OF VARIOUS TYPES OF HELICOPTER MAIN ROTOR BUSHINGS

Nikita Shilin
nikitashilin32@gmail.com
Supervisor: Azat Girfanov, Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. Within the framework of this work, the features of helicopter main rotor bushings of such types as articulated, elastically-articulated, semi-rigid and rigid, as well as design features are considered. In addition, the requirements and functions of the bushings, the choice of elastic elements, various types of bearings and the overall layout of the bushing design are considered. The main advantages and disadvantages are noted. The conclusion is made about the effectiveness of using one or another type of bushings.

УДК 539.4

К ВОПРОСУ ПРОЧНОСТИ И УЧЕТА СДВИГА ПРИ РАСЧЕТЕ СЛОИСТЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Шилин Н.А.
nikitashilin32@gmail.com
Научный руководитель: В.А. Костин, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация. В рамках данной работы затрагивается вопрос расчета слоистых конструкций, в особенности трехслойных криволинейных панелей и оболочек. Автором проведен анализ существующих теорий исследования трехслойных пластин и оболочек. Особое внимание уделено на аналогию между задачами трехслойных и однослойных оболочек. Сделан вывод о сведении задачи к теории однослойных оболочек.

В настоящее время вопросами расчета напряженно-деформированного состояния элементов тонкостенных конструкций уделяется большое внимание, но исследования в основном посвящены изотропным панелям и пластинам прямоугольной форме в плане. Более сложные в теории являются расчеты панелей неправильной формы в плане, а также слоистые криволинейные конструкции. Для решения широкого круга задач прочности и устойчивости трехслойных оболочек, рассмотрим методом математической аналогии. Поскольку расчеты однослойных панелей, пластин, оболочек являются известными для большинства числа расчетных случаев, данный метод позволяет обобщить эти результаты в рамках слоистых конструкций. Сначала рассмотрим общие положения теории прочности слоистых конструкций, в том числе и трехслойных, фундаментальные работы, посвященные теории трехслойных оболочек и пластин.

Трехслойные конструкции нашли широкое применение в самых различных областях самолетостроения, вертолетостроения, судостроения, в строительстве, а также в химическом машиностроении. Самыми распространенными вариантами трехслойных конструкций являются плоские криволинейные панели и оболочки. Расчету таких конструкций посвящено значительное число работ. В большинстве работ, которые затрагивают теорию слоистых пластинок и оболочек, при выводе основных уравнений для наружных слоев, применяется гипотеза Кирхгофа-Лява, а для заполнителя – гипотезы прямой линии. Кроме этого, принимаются предположения о несжимаемости заполнителя в поперечном направлении и пренебрегается влиянием напряжения обжатия на величину главных напряжений. Сдвигающие напряжения считаются постоянными по толщине заполнителя. Важным фактором при расчете многослойных элементов является сама структура пластин и оболочек. Она делится на изотропную, анизотропную и ортотропную.

Помимо этого, имеют место теории, которые основаны на допущении, что значения напряжения сдвига по толщине слоев изменяется по закону квадратной параболы. Стоит отметить, что в случае гладких нагрузок, результаты, полученные на основании этих теорий, весьма близки к результатам, которые опираются на гипотезу о прямой линии.

Общие вопросы прочности и устойчивости трехслойных панелей при конечных прогибах рассматривали Э.И. Григолюка, П.П. Чулкова, Х.М. Муштари, Н.К. Галимова и др. При построении геометрически нелинейной теории трехслойных оболочек симметричной структуры, принято использовать уже известные нам гипотезы [1].

Большой интерес представляет исследование напряженного и деформированного состояния при больших прогибах плоских трехслойных и цилиндрических панелей, выполненное Ю.А. Гладковым. В этой теории изучение деформаций и напряжения трехслойных панелей, проводится в тесной связи с изучением аналогичных задач для однородных панелей, с целью выяснения основных различий и общности свойств прочности и устойчивости этих объектов и получения решений для трехслойных панелей на основании известных и апробированных решений для однородных панелей и использования при этом методов теории подобия и размерности.

Стоит обратить особое внимание на работы А.В. Саченкова, которые посвящены на аналогию между трехслойных и однослойных пластин и оболочек. Если рассмотреть теоретико-экспериментальный метод исследования устойчивости пластин и оболочек, то можно сказать, что для наиболее распространенных видов граничных условий (скользящее защемление, свободное опирание и их комбинация), линейную задачу устойчивости и колебаний трехслойных оболочек можно свести к хорошо изученным задачам теории однослойных оболочек. Данный метод основан на установлении закономерности между потенциальной составляющей вектора сдвига заполнителя и прогибом оболочки с последующим использованием ее для исключения потенциала из уравнения изгиба и приближенного или точного определения постоянной в данной зависимости.

Анализируя вышесказанные теории и работы, можно сделать следующие выводы:

1. В основном теоретические исследования посвящены классической линейной теории трехслойных пластин и оболочек, т.е. в них достаточно хорошо рассмотрены вопросы расчета прочности и устойчивости цилиндрических, сферических оболочек, круговых цилиндрических и плоских панелей, находящихся под действием равномерной нагрузки;

2. Расчет большинства важных практических задач ведется с применением математических пакетов при помощи численных методов;

3. Если рассматривать геометрически нелинейные теории расчета трехслойных пластин и оболочек, то можно сделать вывод, что необходима работа по изучению влияния геометрических и механических параметров на верхнюю и нижнюю критические нагрузки, а также по исследованию больших прогибов;

4. Поведение пластин и оболочек при действии неравномерных и локальных нагрузок, расчет оболочек и пластин переменной толщины требуют уточнений этой теории;

5. В настоящее время для решения задач нелинейной теории слоистых пластин и оболочек используются компьютерные технологии, так как большое количество предложенных вариантов интегрированных уравнений в исключительных случаях удовлетворяют всем необходимым требованиям.

Также стоит обратить внимание на экономическую составляющую и целесообразность применения различных методов решения. Главное преимущество аналитических методов состоит в том, что они дают ясное физическое представление об изучаемых процессах и возможности формулировать новые закономерности.

Поэтому рассмотрим прочность и устойчивость трехслойной оболочки аналитическим методом математической аналогии и приведения, предложенного для решения задач устойчивости и колебаний профессором А.В. Саченковым. Сущность метода состоит в том, что разрешающая система уравнений трехслойных оболочек приводится к простым частным задачам, описывающих поведение однослойных конструкций [2].

Примем за исходные соотношения систему нелинейных уравнений равновесия пологих трехслойных оболочек с изотропными несущими слоями несимметричной структуры:

$$\nabla^2\nabla^2 F^* = Fh\left(k_{11}W_{yy} - 2k_{12}W_{xy} + k_{22}W_{xx} + W_{xy}^2 - W_{xx}W_{yy}\right),$$

$$D\left(1-\frac{\vartheta h^2}{\beta^*}\nabla^2\right)\nabla^2\nabla^2\chi + F_{yy}^*\left(k_{11}-W_{xx}\right) - 2F_{xy}^*\left(k_{12}-W_{xy}\right) + F_{xx}^*\left(k_{22}-W_{yy}\right) = q,$$

$$W = \left(1-\frac{h^2}{\beta^*}\nabla^2\right)\chi$$

где χ - функция перемещений, k_{ij} - главные кривизны исходной поверхности, h - суммарная толщина оболочки, D - цилиндрическая жесткость оболочки, β^* - коэффициент поперечного сдвига заполнителя, F^* - функция усилий, F – площадь пластины или панели в плане, W – прогиб пластины или оболочки, q – поперечная нагрузка.

Данные уравнения использовались в работе Э.И Григолюка при решении различного рода задач устойчивости и колебаний оболочек для простейших вариантов граничных условий. Однако можно сказать, что для более сложных граничных условий типа жесткого защемления, дифференциальная зависимость, связанная с функцией перемещений и прогибом, является некорректной. Это связано с методикой получения зависимости функции перемещений и прогиба. Можно получить эту зависимость в более общем виде.

Для этого необходимо вспомнить уравнения для поперечного сдвига, последовательно продифференцировать, сложить результаты, затем опять дифференцировать. Тогда выражения, удовлетворяющие этим уравнениям, будут иметь четвертый порядок, что позволяет в корректной математической постановке решать задачи при более сложных граничных условиях. В конечном итоге преобразованная система уравнений полностью совпадает с уравнениями для однослойной оболочки. Решение задачи методом аналогии требует тождественного совпадения исходных решаемых уравнений и граничных условий с аналоговыми. Известно, что, ввиду влияния сдвигов, количество граничных условий на каждой кромке для трехслойной оболочки больше, чем для однослойной [3].

Подводя итоги, можно сказать, что анализ существующих теорий расчета для слоистых конструкций, показал его многозадачность, которая учитывает всевозможные связи, а также возможности применения методик расчета. При исследовании напряженно-деформированного состояния важным фактором является трудоемкость, поэтому для расчета многослойных конструкций часто приводят к тому, что в расчете участвуют только несущие слои. Поэтому в настоящее время многокомпонентность параметров учитывается методами компьютерного моделирования и различными программными комплексами. Для решения многих задач прочности и устойчивости слоистых конструкций возможен метод математической аналогии, который существенно облегчает расчет, т.к. приведение

разрешающей системы уравнений трехслойных оболочек и пластин сводится к ряду простых задач, описывающих механическое поведение однослойных пластин, которое хорошо известно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Григолюк Э.И., Чулков П.П. Устойчивость и колебания трехслойных оболочек. – М.: Машиностроение, 1973. – 170 с.

2. Саченков А.В. Теоретико-экспериментальный метод исследования устойчивости пластин и оболочек // Исследования по теории пластин и оболочек. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 1970. – С. 391-433.

3. Костин В.А. Строительная механика самолета. Изгиб и устойчивость пластин: учебное пособие. Казань: КАИ, 1987. – 44 с.

ON THE ISSUE OF STRENGTH AND SHEAR ACCOUNTING IN THE CALCULATION OF LAYERED STRUCTURES

Nikita Shilin

nikitashilin32@gmail.com

Supervisor: Vladimir Kostin, Doctor of Technical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. Within the framework of this work, the issue of calculating layered structures, especially three-layer curved panels and shells, is touched upon. The author analyzes the existing theories of the study of three-layer plates and shells. Special attention is paid to the analogy between the tasks of three-layer and single-layer shells. It is concluded that the problem is reduced to the theory of single-layer shells.

СЕКЦИЯ 2

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И СТРУКТУРООБРАЗУЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 67.017

СТАРЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ

Абрамова В.А.
vladka17041998@mail.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Данная работа посвящена изменениям свойств покрытий в процессе эксплуатации, связи между покрытием и подложкой, факторам, действующим на внутреннюю поверхность покрытия, видам испытаний покрытий, видам дефектов при эксплуатации, а также уменьшению риска их возникновения.

В процессе эксплуатации полимерные покрытия в полном объеме подвержены коррозии, деструкции, старению. У небольших изделий они обусловлены, во-первых, тем, что толщины (поперечные размеры) покрытий малы. Во-вторых, на разные стороны (поверхности) слоя покрытия действуют совершенно разные факторы: на внешнюю поверхность действует окружающая среда, на поверхность контакта материала покрытия с подложкой либо с дополнительными слоями действует другая среда. Следует иметь в виду, что внутренняя поверхность покрытия на участках отслаивания покрытия непосредственно с подложкой, дополнительными слоями может не контактировать.

Связь между материалом покрытия и подложки, дополнительного слоя представляет собой адгезию. Для адгезии или прилипания одного материала к другому характерно возникновение связи между поверхностными слоями этих материалов. Предельный случай адгезии – химическое взаимодействие на поверхности раздела материалов с образованием слоя поверхностного химического соединения. Применительно, в первую очередь, к покрытиям принято различать два типа адгезии [1]: собственно адгезия, характеризуемая сцеплением адгезива (покрытия) с субстратом (подложкой), и механическая адгезия, обусловленная проникновением (впитыванием) адгезива в поры и трещины субстрата. В свою очередь собственно адгезия может быть обусловлена действием Ван-дер-Ваальсовых сил, сил между диполями, ион-диполями или образованием водородных связей (молекулярная теория).

Согласно электрической теории система адгезив-субстрат отождествляется с конденсатором. По мнению авторов диффузионной теории, адгезия является следствием взаимного проникновения молекул (макромолекул) адгезива и субстрата в результате чего исчезает граница между ними, образуется спайка. Согласно [1] на практике при адгезии имеют место все виды связи, однако какая связь превалирует, зависит от конкретных условий. Прежде всего, от типа материала адгезива и субстрата, величины молекулярной массы адгезива (полимера), от состояния поверхности субстрата, технологии нанесения покрытия, последующей его термической обработки и других факторов.

Таким образом, при контакте материала покрытия с подложкой можно выделить следующие факторы, действующие на внутреннюю поверхность покрытия:

- механические, нормальные и касательные силы реакции со стороны подложки;
- температурные, потоки тепла при наличии перепада температур в покрытии и подложке;
- электростатические, если материалы заряжены;
- химические (возможно протекание химических и электрохимических реакций).

В результате действия на материал покрытий названных факторов, протекания необратимых физико-химических процессов ухудшаются механические, эксплуатационные свойства покрытий, в конечном счете покрытия разрушаются. Разрушение покрытий при

механическом воздействии называется механокрекингом. Ухудшение свойств, разрушение покрытий характеризуется появлением различных дефектов.

Долговечность покрытий, характеризуемую светостойкостью, стойкостью в жидких агрессивных средах, атмосферных условиях определяют в соответствии со стандартами [2], [3], [4].

Испытания покрытий на атмосферную стойкость проводят как в естественных (натуральные испытания), так и в искусственно созданных лабораторных условиях (ускоренные испытания). В последнем случае применяют аппараты искусственной погоды ИП-1-2, ИП-1-3, ИПК-1 и климатические камеры различной конструкции. Изменения декоративных свойств при атмосферных испытаниях характеризуют по пятибалльной шкале, а защитных – по восьми бальной шкале.

Учитывая то обстоятельство, что основными среди климатических факторов являются ультрафиолетовое излучение, влажность, температура и нагрузки, а деструкция материала является результатом действия термоокислительных и механических процессов, при лабораторных климатических испытаниях данные процессы становятся более интенсивными. Для этих целей за рубежом разработаны аппараты искусственной погоды (везерометры): везерометр QUV; Атласа XW, XWR и многие др.

Согласно британским стандартам, при старении оценивается в общем случае изменение свойств покрытий, таких как глянец, цвет, меление, бронзирование, растрескивание, образование пузырей, отслаивание, коррозия подложки, коррозия при нанесении надреза на покрытие, эрозионное разрушение, образование пятен от воды, загрязняемость и грязеудержание, стойкость к заплесневению, выгорание и др. [5]

В большинстве случаев изменения определяются визуально, иногда с использованием увеличительного стекла или микроскопа. Сравнение, как правило, проводят с покрытиями, не подвергнутыми испытаниям. В большинстве случаев принимается оценочная шкала от 0 до 10. Так, при оценке *глянца* балл 0 показывает полное сохранение глянца, а балл 10 - соответствует полностью матовой поверхности. Изменение глянца обычно определяют интенсивностью отражения от пленок.

Изменение цвета может быть разнообразно. Степень изменения цвета важна не менее, чем характер его изменения. Цвет может становиться темнее или светлее, становиться более мутным или более четким. Выцветание может быть истинным или мнимым. Например, меление создает впечатление выцветания, но в этом случае исходный цвет может быть восстановлен очисткой поверхностного слоя, подвергшегося мелению.

Помутнение приводит к увеличению серого оттенка, то есть к потере чистоты цвета, что не обязательно связано с выцветанием. Специфические изменения цвета можно зарегистрировать путем сравнения со стандартом. Оценку глянца и цвета можно проводить до и после протирания покрытия влажной тряпкой с последующей сушкой.

Меление определяется как «образование рыхлого порошкообразного слоя на поверхности связующего и обусловленное разрушающими факторами при климатических испытаниях». Мелению могут подвергаться покрытия любого цвета, но чаще встречается у покрытий пастельных тонов. В случае покрытий глубоких тонов, особенно синих и каштановых, меление дает эффект сильного блеска и называется бронзированием.

Растрескивание представляет собой специфический случай разрушения пленки, при котором трещины пронизывают, по меньшей мере, один слой покрытия и могут распространяться сквозь всю систему покрытия.

Существует три типа растрескивания:

а) микрорастрескивание, когда трещины видны в маломощный оптический микроскоп с увеличением в 16 или 32 раза;

б) незначительное растрескивание, когда трещины мелкие, но ясно видны не вооруженным глазом;

в) значительное растрескивание, когда эффект больше и сразу очевиден.

Вид образца после растрескивания может быть различным:

а) мелкие линейные, почти параллельные трещины;

б) угол между трещинами неопределенный, а трещины могут объединиться в сплошную сетку;

в) «гусиные лапы», где трещины расходятся лучами, напоминая по форме птичьи лапы;

г) волосяные и структурные трещины (только для покрытий по древесине).

Все эти дефекты оцениваются согласно фотостандартам, где представлено большинство из таких дефектов. Фотостандарты используются также при оценке образования пузырей.

Дефекты *отслаивания*, *ржавления* и *коррозии* тоже оцениваются с использованием фотостандартов. *Эрозия* подобна мелению, однако является более серьезным дефектом, так как может затронуть и нижележащие слои покрытия. Она может быть вызвана действием капель дождя, механических частиц, принесенных ветром, или одновременным действием обоих этих факторов.

Образование пятен от воды вызывается воздействием капель, в результате чего на поверхности покрытия остаются пятна более светлого тона, чем остальное покрытие. Пятна могут быть сплошными и отдельными. Этот эффект может оцениваться по фотостандартам.

Загрязнение и *плесневение* поверхности покрытия чаще имеют место в естественных условиях, но не при ускоренных испытаниях. Грязь и плесень на поверхности покрытия могут присутствовать одновременно и, чтобы различить их, часто требуется использовать микроскоп с 16-кратным увеличением. Пластинки осматривают после протирания половины их длины мягкой влажной тканью; при этом не следует удалять грязь со второй половины.

Плесень характеризуется паутиноподобными отростками, исходящими из темного центра, остатки которых видны даже после протирки. Обычно можно наблюдать повторный рост плесени на вымытом участке покрытия при дальнейших климатических испытаниях.

Отметим также обязательные условия регистрации и оформления итогов. Типичная запись данных должна помимо результатов испытаний содержать следующую информацию: цель и результаты испытаний, наименование испытываемой серии, данные об условиях при начале испытаний, место испытаний, тип материала и подложки, различные варианты состава; условия нанесения (температура, влажность, толщина пленки, время межслойной сушки). Кроме того, полезно записывать погодные условия, чтобы можно было учесть любые аномальные факторы, которые могут повлиять на результаты испытаний образцов.

Преимущества ускоренных испытаний покрытий, кроме выигрыша времени, заключаются в том, что могут быть значительно улучшены условия работы персонала, повышена точность измерений, сведено до минимума влияние случайных факторов, уменьшены финансовые издержки. При этом, однако, существует опасность, что в более жестких условиях ускоренных испытаний поведение покрытий будет сильно отличаться от поведения в естественных (натуральных) условиях.

Для того чтобы уменьшить риски, предполагается с некоторым допущением, что если исследуемое покрытие показывает себя хуже стандартного с известными свойствами в принятых условиях испытаний, то и на практике оно будет хуже. Если же экспериментальное покрытие проявляет лучшие свойства по сравнению со стандартными при ускоренном испытании, то нет гарантии, что то же будет наблюдаться и на практике в реальных условиях эксплуатации.

В целом, условия испытаний должны быть составлены таким образом, чтобы как можно ближе воспроизвести тип воздействия на покрытие, который может иметь место на практике в процессе эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Дж. Любин. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн., Кн. 2. - М.: Машиностроение, 1988. – 584 с.

2. ГОСТ 9.045-75. Единая система защиты от коррозии и старения. Ускоренные методы определения светостойкости. – Введ. 1976-01-01. – М.: М.: Издательство стандартов, 1991.

3. ГОСТ 9.083-78. Единая система защиты от коррозии и старения. Методы ускоренных испытаний на долговечность в жидких агрессивных средах. – Введ. 1979-01-01. - М.: Издательство стандартов, 1989.

4. ГОСТ 6992-68. Единая система защиты от коррозии и старения. Метод испытаний на стойкость в атмосферных условиях.- Введ. 1968-07-01. - М.: ИПК Издательство стандартов, 2003.

5. Кириллова Э.И., Шульгина Э.С. Старение и стабилизация термопластов. - Л.: Химия, 1988. – 240 с.

AGING OF POLYMER COATINGS

Abramova V.

vladka17041998@mail.ru

Supervisor: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This work is devoted to changes in the properties of coatings during operation, the relationship between the coating and the substrate, factors affecting the inner surface of the coating, types of coating tests, types of defects during operation, as well as reducing the risk of their occurrence.

УДК 621.37

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА СВАРКИ ТРЕНИЕМ

Аввакумов И.И.

avvakumov1998@list.ru

Научный руководитель: И.А. Савин, к.т.н., доцент

(Набережночелнинский филиал «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ», г. Набережные Челны)

Аннотация: В данной статье были рассмотрены различные виды сварки трением, в том числе их схемы. Также были рассмотрены достоинства и недостатки данного вида сварки и были рассмотрены методы контроля сварного соединения.

Сварка трением берет свое начало в Советском Союзе, с опытов токаря-новатора А.И. Чудикова в 1956 году. Эти работы послужили толчком для начала исследований сварки трением в США, Японии, Великобритании, Германии и других странах. В 1960—1990 годах сварку трением интенсивно исследовали и внедряли в промышленность, как в СССР, так и в других странах мира.

Сварка трением - это технологический процесс изготовления сварного соединения, который происходит за счёт использования тепловой энергии, возникающей на контактных поверхностях соединяемых заготовок, прижатых с усилием друг к другу и при этом, одна из заготовок движется относительно другой. После прерывания, или полной остановки движения заготовки, сварка трением прекращается приложением усилия проковки. Как и при других методах сварки давлением, сварное соединение получается в результате совместной пластической деформации соединяемых участков сварных заготовок. Но отличительной особенностью процесса сварки трением является получение тепловой энергии непосредственно в зоне соединения за счёт трансформирования работы, направленной на

преодоление сил трения между заготовками. Эти силы возникают при взаимном перемещении трущихся поверхностей свариваемых заготовок. [1] [2]

Локализация теплового поля и пластической деформации в процессе сварки обеспечивает низкий расход энергии и позволяет производить сваривание разнородных металлов, таких как алюминий-медь, алюминий-сталь, медь-металлокерамика и другие. Кроме экономии энергии, сварка трением снижает затраты но последующую обработку сварного соединения.

Виды сварки трением:

1. Сварка трением с непрерывным приводом

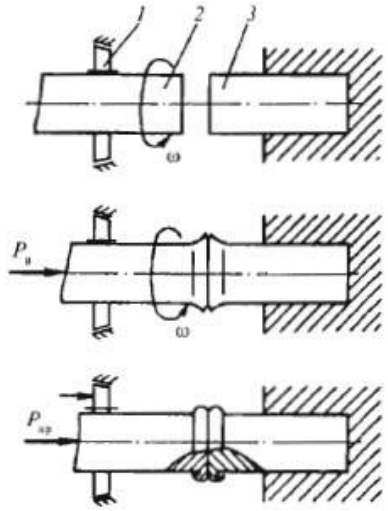


Рисунок 1 – Схема сварки трением с непрерывным приводом:
1 – тормоз; 2,3 – свариваемые заготовки [2]

Сварка трением с непрерывным приводом была самой первой разновидностью сварки трением. Для её осуществления одну из заготовок жёстко закрепляют, а второй заготовке сообщают вращательное движение, при этом обе заготовки представляют собой тела вращения, и находятся на одной оси (см. рис.1). Далее заготовки сближаются вплотную и к подвижной прикладывают некоторое осевое усилие.

Стадия нагрева в установках для сварки трением может быть регламентирована временем нагрева, либо величиной взаимной деформации заготовок. После этого следует остановка подвижной заготовки и проковка.

2. Инерционная сварка трением

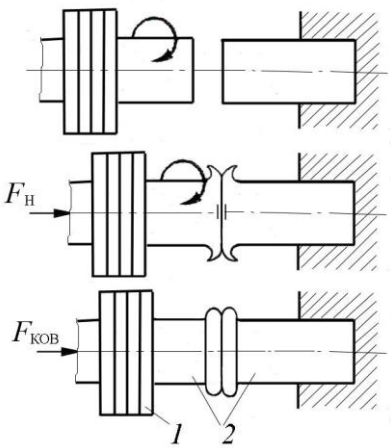


Рисунок 2 – Схема инерционной сварки трением:
1 – маховик; 2,3 - свариваемые заготовки [2]

От сварки с непрерывным приводом этот вид сварки трением отличается тем, что механическая энергия не передаётся непосредственно от привода к месту соединения. Эта сварка основана на использовании энергии, накопленной маховиком (см. рис.2). Шпиндель, с насаженным на него маховиком 1, разгоняется. После того, как маховик достиг определённого момента инерции вращающейся массы, привод отключают и производят сжатие заготовок 1,2 с определённым усилием. Процесс сварки завершается после остановки шпинделя. Диапазоны задаваемых параметров сварки следующие: скорость 0,28-11,1 м/с. Давление сжатия заготовок: 47-465 МПа. Момент инерции маховика выбирают таким образом, чтобы угловое ускорение находилось в диапазоне 150-300 рад/с2.

3. Колебательная сварка трением

Этот вид сварки происходит при угловых вибрационных движениях одной или обеих заготовок, или при возвратно-поступательном движении (сварка вибротрением). На практике подобный вид сварки получил применение только для сваривания термопластов и реактопластов между собой. [3]

4. Сварка трением с перемешиванием

Это относительно молодой вид сварки трением, разработанный Британским институтом сварки и появившийся в начале 90-х годов.

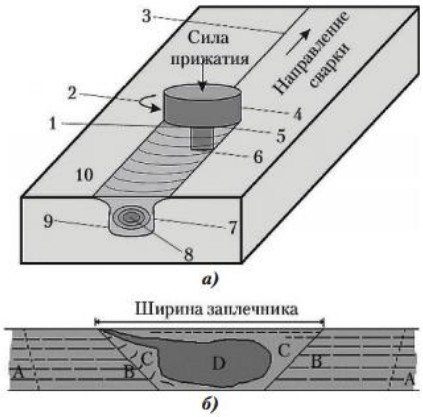


Рисунок 3 - Сварка трением с перемешиванием: а — схема: 1 — задний край заплечника; 2 — вращение инструмента; 3 — стык; 4 — инструмент; 5 — заплечник; 6 — рабочий палец; 7 — наступающая сторона; 8 — ядро шва; 9 — отступающая сторона; 10 — шов; б — микроструктурные зоны поперечного сечения сварного соединения: A — основной металл; B — зона термического влияния; C — зона термомеханического влияния; D — ядро шва; б - микроструктурные зоны. [2]

Инструмент, вращающийся с большой скоростью, соприкасается со сварными кромками в месте стыка и его наконечник 6 внедряется в заготовку на всю глубину кромок. При этом заплечник 5 инструмента касается задним краем 1 заплечника стыка 3. Далее инструмент перемещается вдоль всей линии стыка (см. рис.3). В результате трения наконечника инструмента об заготовки, сварные кромки расплавляются, перемешиваются при вращении инструмента и вытесняются в свободную область позади движущегося инструмента. Ровная поверхность сварного шва обеспечивается заплечником инструмента, который касается сварного стыка. По окончании сварки инструмент выходит из зоны стыка за его пределы.

5. Орбитальная сварка трением [4]

Суть этого вида сварки состоит в том, что прижатые друг к другу свариваемые заготовки двигаются по орбитам относительно друг друга. При этом вращения заготовок вокруг собственных осей не происходит (см. рис 4).

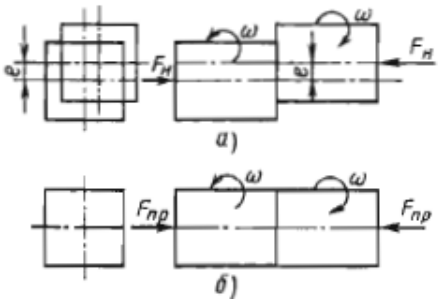


Рисунок 4 – Схема орбитальной сварки трением: а – стадия нагрева; б – стадия проковки

Оси заготовок смещены на некоторую величину е, называемую эксцентриситетом. Благодаря этому, происходят их круговые движения по некоторой орбите, радиус которой равен радиусу эксцентриситета е. Когда заготовки прошли стадию нагрева, их оси совмещают и круговые движения прекращаются. После этого делается проковка и формируется сварное соединение.

Благодаря тому, что форма заготовок может быть любой, этот вид сварки стал достаточно перспективным для соединения изделий с большой площадью поперечного сечения. Однако не во всех случаях этот вид сварки экономически целесообразен из-за сложного оборудования и недостаточной надёжности зажимных механизмов. Низкая надёжность зажимов обусловлена воздействием на них больших инерционных сил. Из-за этих недостатков этот способ сварки не получил массового внедрения в промышленности. [5]

6. Радиальная сварка трением

Суть этого способа сварки заключается в применении теплоты, возникающей при трении наружного или внутреннего кольца, которое вращается с определённой угловой скоростью, соприкасаясь при этом со скошенными концами труб, прижатых один к другому с некоторым усилием.

Вращаясь, кольцо 3 разогревает концы труб 1,2 и по окончании стадии нагрева вращение кольца останавливают и его дополнительно сжимают в радиальном направлении (см. рис.5).

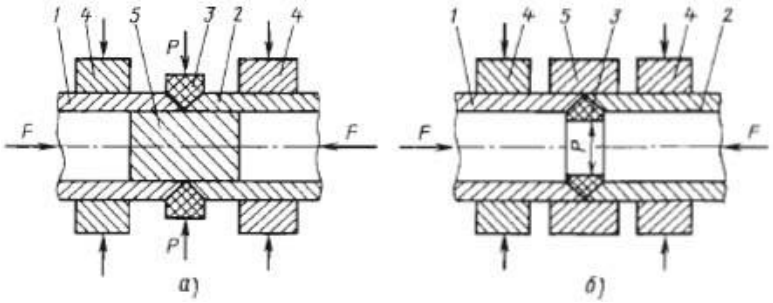


Рисунок 5 – Схема радиальной сварки трением: а – с наружным разжимным кольцом; б – с внутренним разжимным кольцом; 1,2 – свариваемые заготовки; 3 – вращающееся кольцо из присадочного материала; 4 - зажимные элементы; 5 – оправка [2]

7. Роликовая сварка трением

Этот вид сварки используют в тех случаях, когда нужно сварить тонколистовые элементы (см. рис.6). Суть этого способа состоит в том, что ролик 4, вращающийся со скоростью, примерно, 1600 рад/с, подводят к краям заготовок 1,2. Ролик перемещается относительно свариваемых кромок со скоростью 0,1-2,0 м/с, а давление, создаваемое на ролик, составляет в диапазоне 0,2-0,5 МПа. [6]

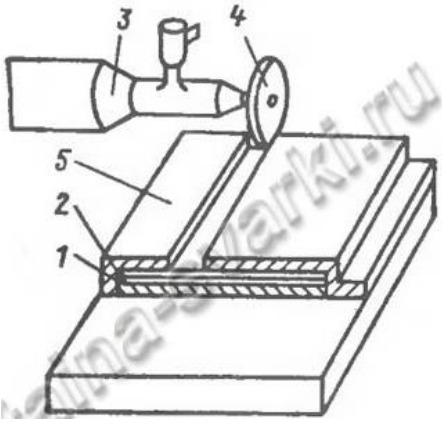


Рисунок 6 – Схема роликовой сварки трением: 1,2 – свариваемые заготовки; 3 – шпиндель; 4 – вращающийся ролик; 5 – прижимы

8. Наплавка при помощи сварки трением

Такая наплавка применяется в тех случаях, когда требуется восстановить изношенные поверхности деталей, или когда необходимо обеспечить на поверхностях определённые эксплуатационные свойства. [5]

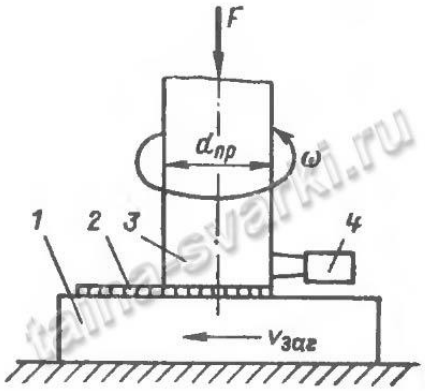


Рисунок 7 – Схема наплавки трением: 1 – наплавляемая поверхность; 2 слой наплавленного металла; 3 – пруток; 4 – резец для снятия грата [2]

К поверхности 1, на которой необходимо выполнить наплавку, с усилием F прижимается вращающийся пруток 3 с угловой скоростью порядка 1600 рад/с, а сама поверхность 1 перемещается с линейной скоростью Vзаг (см. рис.7). Тепловая энергия, образующаяся в результате трения, создаёт тепловое поле, которое нагревает и заготовку и пруток. При этом пруток нагревается значительно сильнее из-за того, что поверхность контакта заготовки постоянно меняется по ходу её движения, а поверхность контакта прутка остаётся неизменной. В результате чего пруток расплавляется и происходит перенос слоя металла с прутка на поверхность заготовки.

Требования к конструкции свариваемых деталей

Во время проектирования заготовок, получаемых сваркой трением, необходимо принимать во внимание следующие факторы: возможности оборудования для сварки, возможность сваривания материалов между собой, закрепление заготовок в сварочном аппарате. Также учитываются стоимость подготовки заготовок к сварке и последующей обработке полученного соединения, автоматическое получение необходимой соосности и углового расположения заготовок, создание при необходимости равномерного температурного поля и равных условий деформации. Для того, чтобы заготовкам обеспечить

требуемую соосность, необходимо надёжно закрепить их в зажимных приспособлениях сварочной машины. Кроме этого, важным показателем является жёсткость свариваемых заготовок на длине их вылета из зажимов. В случае, если длина вылета меньше рекомендованной, это может привести к температурному отпуску зажимных приспособлений. [2]

Подготовка поверхностей к сварке трением

При сварке трением состояние свариваемых поверхностей оказывает значительно меньшее влияние на качество сварного соединения, чем при других способах сварки давлением. Поверхности для сваривания могут быть получены различными способами обработки, отклонение от параллельности свариваемых поверхностей может достигать 5-7°, небольшие участки коррозии, остатки краски, масло и другие загрязнения на поверхностях удаляются на стадии нагрева. Исключение составляет ржавчина и окалина, полученная при прокатке, проковке или штамповке.

Когда свариваются разнородные материалы, необходима более тщательная подготовка поверхностей. Например, при сварке алюминия со сталью, величина торцевого биения стальной заготовки не должна превышать 0,2 мм. [5]

Выбор режимов сварки трением с непрерывным приводом

Одним из главных показателей является частота вращения. При её увеличении сварной шов получается однороднее, прочностные показатели повышаются. Частота вращения рассчитывается по оптимальной скорости V, м/с: для чёрных металлов и сплавов 2,6-3, для алюминия и меди около 2, для титана 4-5.

Удельное давление нагрева. При сварке углеродистых и низколегированных сталей составляет 30-60МПа, для жаропрочных и инструментальных сталей 60-120МПа, для сварки алюминия и алюминиевых сплавов 7-23 Мпа, для сварки меди с алюминием 40-60МПа, алюминия с коррозионностойкой сталью 6,4-12,2 МПа, для сварки титана и титановых сплавов не более 18 МПа.

Удельное давление притирки. Оно назначается для улучшения работы сварочного оборудования. Обычно составляет 15-20% от удельного давления нагрева. Для сварки углеродистых сталей составляет, примерно, 10МПа. Время притирки 1-3с. Удельное давление проковки выбирают, исходя из пластических свойств соединяемых материалов. Чаще всего, давление проковки составляет 100-300% от удельного давления нагрева. При сварке алюминия с коррозионностойкими сталями давление проковки выбирают в пределах 800-1000% от давления нагрева. Время проковки обычно составляет 1,5-3с.

Время нагрева. Этот показатель сильно влияет на циклическую прочность и ударную вязкость сварного соединения, особенно, при сварке разнородных материалов. Время нагрева определяется экспериментальным путём для каждой конкретной пары заготовок. Увеличение времени нагрева приводит к росту зёрен.

Время торможения. Оно должно быть максимально коротким, чтобы течение металла из сварного соединения не приобрело устойчивый характер. Интенсивное течение металла и резкое охлаждение препятствуют снятию напряжений в сварном соединении, и это снижает прочность и может привести к разрушению соединения сразу же после окончания процесса сварки.

Контроль качества сварных соединений

Для оценки механических свойств соединения применяются испытания на растяжение, изгиб, кручение и определение усталостной прочности, загиб соединения, измерение твёрдости. А также макро- и микроструктурный анализ. Эти показатели позволяют комплексно оценить структуру и свойство сварного соединения, но наиболее достоверными считаются испытания на ударный изгиб и усталостную прочность.

Неразрушающие методы контроля сварных соединений, такие как магнитная дефектоскопия, ультразвуковая дефектоскопия, контроль гамма-лучами и рентгеноскопия не достаточно достоверны при выявлении дефектов в сварных соединениях, полученных сваркой трением.

Преимущества и недостатки сварки трением

Преимущества:

1. Высокое качество соединения. В месте стыка отсутствуют многие дефекты, присущие сварным швам, полученным при помощи других видов сварки. К примеру, в месте соединения исключается образование газовых пор и сварных трещин, различных неметаллических включений и других дефектов.

2. Постоянство механических свойств. Как правило, механические свойства основного металла, места стыка и зоны возле него практические одинаковые из-за равномерной структуры металла.

3. Высокая производительность метода. Весь цикл сварки занимает от нескольких секунд до нескольких минут, в зависимости от размеров свариваемых деталей.

4. Подготовка к сварке занимает меньше времени. Из-за того, что нет необходимости удалять оксидные плёнки с соединяемых поверхностей и зачищать их, это существенно экономит время подготовки.

5. Не требуется дополнительных присадочных материалов, как для многих других видов сварки.

6. Не требуется дополнительных операций после сварки, таких как отпуск, отжиг, проковка и др.

7. Снижаются затраты на последующую механическую обработку после сварки.

8. Отсутствуют сварочные поводки и низкая степень деформации после окончания сварки.

9. Большая номенклатура свариваемых материалов. Сварка трением позволяет сваривать многие материалы, как между собой, так и в различных их сочетаниях.

10. Высокий КИМ (коэффициент использования металла). У альтернативных методов получения заготовок (отливки, поковки и др.) КИМ значительно ниже.

11. Меньшая степень вредности. При сварке трением отсутствует яркий слепящий свет, как при дуговой сварке, нет выделения вредных газов, отсутствуют брызги расплавленного металла.

12. Лёгкая возможность автоматизации. Достигаться она может установкой машин для сварки в автоматические и роторные поточные линии, или, к примеру, применением управляющих компьютеров, работающих по программам.

13. Экологичность процесса. Для сварки не требуется защитных газовых сред, флюсов или покрытий, из-за этого нет выделения вредных веществ в воздушную среду.

14. Низкая энергоёмкость. По сравнению с обычной дуговой сварки энергоёмкость снижена в 10 раз.

Недостатки:

1. Низкая универсальность процесса и относительно небольшая номенклатура свариваемых деталей.

2. Габариты свариваемых деталей ограничены. В случае с круглыми деталями, при сварке которых одна неподвижно закреплена, а вторая вращается вокруг своей оси (ротационная сварка), экономически нецелесообразно сваривать заготовки, диаметром более 150мм.

3. Дорогое и громоздкое оборудование для сварки трением.

4. Возможно искажение волокон в зоне сварки, если сварное соединение в процессе эксплуатации подвергается высоким динамическим нагрузкам.

5. Отсутствие мобильности. Невозможно применить данный вид сварки в «полевых условиях» и различных монтажных работах, так как сварочное оборудование для сварки трением является стационарным, а не мобильным.

Таким образом, можно сказать, что сварка трением является высокопроизводительным методом за счёт малого времени обработки, точности и практически бездефектности сварного шва. К тому же можно сваривать многие материалы. Но есть и существенный недостаток. Заготовки, диаметром более 150 мм, сваривать экономически нецелесообразно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

6. *Григорьян А. Г.* Лазерная сварка металлов. М.: "Высшая школа", 1988. — 207 с.

7. *Вилль В.И.* Сварка металлов трением. Ленинград: Машиностроение, 1970. — 176 с.

8. *R.V. Gavariev and I.A. Savin.* Research of the Mechanism of Destruction of Compression Molds for Casting under Pressure of Color Alloys//Solid State Phenomena, 284 (2018) 326-331.

9. *Шапарев А.В., Савин И.А., Птичкин С.Н.* Производство кронштейнов грузовых автомобилей с использованием лазерных технологий: монография/Шапарев А.В., Савин И.А. Птичкин С.Н.Курск: Из-во «Университетская книга», 2018г. -258с.

10. Резание материалов. Режущий инструмент: в 2 ч. Часть 1: учебник для среднего профессионального образования / *А. Г. Схиртладзе* [и др.]; под общ. ред. Н. А. Чемборисова. - Москва: Юрайт, 2020. - 263 с.

11. *Шапарев А.В., Савин И.А.* Совершенствование технологии изготовления заготовок кронштейнов тяжелых грузовых автомобилей лазерной резкой// Заготовительные производства в машиностроении. 2020. Т. 18. № 3. С. 103-107.

ANALYSIS OF THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF FRICTION WELDING

Avvakumov Ilya

avvakumov1998@list.ru

Supervisor: I. Savin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Naberezhnye Chelny)

Abstract: In this article, various types of friction welding, including their schemes, were considered. The advantages and disadvantages of this type of welding were also considered and the methods of controlling the welded joint were considered.

УДК 678.067.9; 678.049

ВОЗМОЖНОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ВЫХОДЯЩИХ НА ВНЕШНИЙ КОНТУР, С УЧЕТОМ ПРИМЕНЕНИЯ УГЛЕРОДНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ И ПОЛИМЕРНЫХ СВЯЗУЮЩИХ, МОДИФИЦИРОВАННЫХ НАНОЧАСТИЦАМИ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СТОЙКОСТЬ К УДАРУ МОЛНИИ

Александров А.А.

wishingwow@gmail.com

Научный руководитель: Ф.А. Насонов, к.т.н.

(Совместная магистратура «Московский авиационный институт - Шанхайский университет Цзяо Тун», Москва, Шанхай)

Широкое применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в различных отраслях промышленности стало возможным вследствие присущего им комплекса конструкционных и специальных свойств, недостигаемых в традиционных металлических

материалах. Так например, в авиационной промышленности конструкционные углепластики применяются взамен алюминиевых и титановых сплавов, что обеспечивает значительное снижение массы планера летательных аппаратов (ЛА) [1 - 2]. Вместе с тем, конструкционные углепластики имеют специфические особенности, влияющие на молниезащищенность самолетных конструкций: конструкционные углепластики являются слабыми проводниками (их сопротивление на 3 – 4 порядка выше, чем у металлов).

В связи с этим, незащищенные углепластиковые конструкции при поражении молнией могут получать повреждения, недопустимые по ресурсным и эксплуатационным требованиям. Для исключения данных повреждений или снижения их вероятности применяют специализированные конструктивные приемы (применение внедренных в структуру композитов шин, перемычек, вязано-паяных проволочных сеток, различных типов фольги) и/или материаловедческие решения (модифицирование полимерных матриц углепластиков углеродными наночастицами в целях повышения трансверсальной проводимости) [3].

В применении конструктивных приемов есть существенный недостаток, который заключается в увеличении массы летательного аппарата и низкой коррозионной стойкости. В проводимой работе рассматривается и разрабатывается комплекс конструкторско-технологических решений по созданию типового композитного агрегата, изготовленного из углепластика модифицированного наночастицами. Схожие решения прослеживаются в работах [4 - 15].

При рассмотрении монолитных и многослойных (сэндвичевых) конструкций в типовом варианте предлагается применение модифицированных углепластиков в нескольких слоях на определенной глубине. Назначается он исходя из моделирования эффективного растекания электрического заряда, а также с учетом обеспечения требования металлизации, как мероприятия, выравнивающего потенциал всей конструкции при наведении зарядов статического электричества. На рисунках 1 – 2 представлены принципиальные схемы образцов для испытаний [16 - 18].

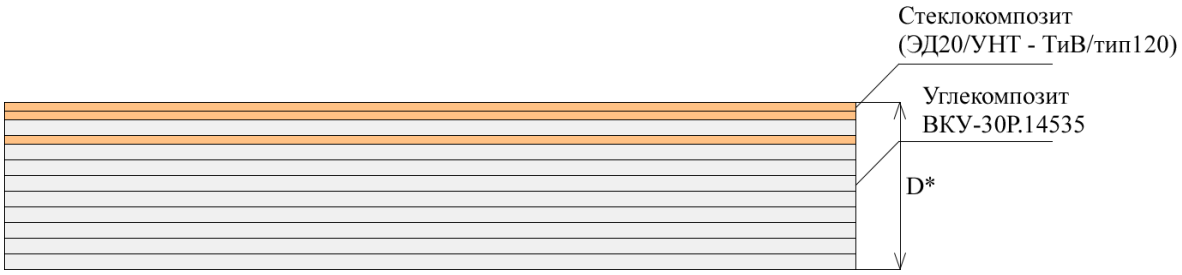


Рис 1. Экспериментальный образец, D* (теоретическая толщина)

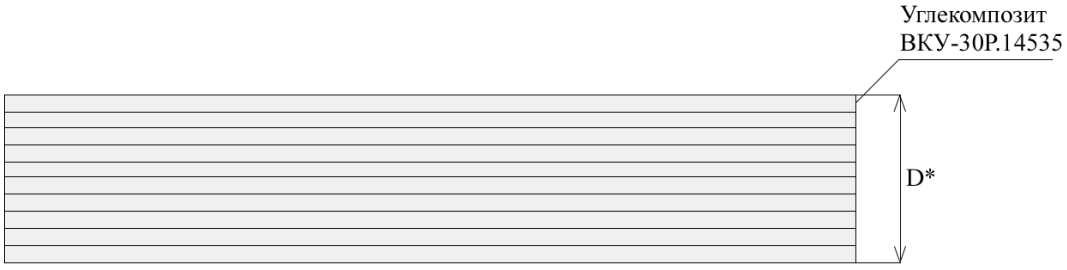


Рис 2. Стандартный образец, D* (теоретическая толщина)

При этом модифицирование матрицы углепластика выполняется способом поверхностного напыления на полуфабрикаты композиты слоя углеродных нанотрубок, находящиеся на данном этапе в составе подготовленной эмульсии (в качестве носителя). Распределение нанотрубок в объеме эмульсии перед совмещением достигается приложением

УЗ-воздействия. Концентрация до 0,9 % масс. дает ориентировочно требуемое повышение проводимости эпоксидного углепластика.

Сами элементарные образцы будут изготовлены методом послойной выкладки с последующим автоклавным формованием при повышенном давлении и температуре. Изготовленные образцы будут испытаны на механические свойства в соответствии со стандартными методиками (на статическое растяжение и статическое сжатие), не менее 5 образцов на вариант. Для определения электропроводимости будут проведены сравнительные измерения с помощью электронных омметров.

Некоторые экспериментальные результаты по измерению электросопротивления полимерной матрицы, модифицированной УНТ, которых мы уже успели добиться, говорят о том, что несмотря на отличие состава эпоксидной и полиэфирной основы от задуманной. Из таблицы 1 четко видно, значительное падение сопротивления при увеличении концентрации одностенных УНТ, что свидетельствует о правильности выбора материалов.

Таблица 1

Результаты измерения объемного удельного сопротивления

Концентрация частиц, % масс	Удельное объемное сопротивление, Ω· см	
	Экспериментальная эпоксидная смола DER 351	Экспериментальный полиэфирный переплет Aropol M 105
0.01	$1 \cdot 10^6$	$1 \cdot 10^8$
0.02	-	$1 \cdot 10^7$
0.03	-	$1 \cdot 10^6$
0.04	-	$1 \cdot 10^6$
0.05	$1 \cdot 10^5$	-
0.055	-	$1 \cdot 10^4$
0.07	-	$1 \cdot 10^3$
0.10	$1 \cdot 10^4$	$1 \cdot 10^2$

Электрического сопротивление состава эпоксидной и полиэфирной основы при определенном значении концентрации наполнителя в матрице начинает быстро уменьшаться или увеличить проводимость, результаты представлены в таблице 1. Считается, что частицы наполнителя образуют в матрице бесконечно проводящие цепочки-кластеры. Теория перколяции дает описание структур и процессов непосредственно вблизи перколяционный переход, а вдали от него такие структуры и процессы достаточно хорошо описываются классические методы с приближением эффективной среды

Проводимая работа, а также последующие результаты должны позволить частично или полностью заменять металлические детали или композитные агрегаты, содержащие специализированные элементы молниезащиты, такие как шины молниезащиты, специальные перемычки, металлические сетки, на полностью композитные структуры, обладающие собственной электрической проводимостью, позволяющей повысить молниестойкость конструкций в целом и стекание статических зарядов как в условиях стоянки, так и разных режимов полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Саламатин В.С. Поиск путей обеспечения молниестойкости авиационных углепластиковых конструкций, содержащих в своем составе клеевые соединения. В книге: Гагаринские чтения - 2020. Сборник тезисов докладов. 2020. С. 1078-1079.

2. Николаева Н.И., Николаев А.А., Марков Д.К., Горбунов Д.С. Влияние ударов молний на безопасность полетов (по материалам зарубежной печати). В сборнике: Фундаментальные и

прикладные исследования науки XXI века. Шаг в будущее. Сборник научных статей по итогам международной научно-практической конференции. 2017. С. 11 - 13.

3. Гуняев Г.М., Каблов Е.Н., Алексашин В.М. Модифицирование конструкционных углепластиков углеродными наночастицами. Российский химический журнал. 2010. Т. 54. № 1. С. 5 - 11.

4. Каблов Е.Н., Гуняев Г.М., Ильченко С.И., Кривонос В.В., Румянцев А.Ф., Кавун Т.Н., Комарова О.А., Пономарев А.Н., Деев И.С., Алексашин В.М. Конструкционные углепластики с повышенной проводимостью. Авиационные материалы и технологии. 2004. № 2. С. 25-36.

5. Гущин И.А. Исследование воздействия молнии на проводящие композиционные материалы и разработка методов повышения их молниестойкости. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук / Национальный исследовательский университет "МЭИ". Москва, 1992

6. Гущин И.А. Сравнение моделей разрушения углепластика токами молнии. Вестник Чувашского университета. 2018. № 3. С. 53-59.

7. Насонов Ф.А., Морозов Б.Б. Новые возможности и проблемы на пути применения нанотехнологий и наномодифицированных материалов при производстве изделий авиационной техники. Труды VI международной научной конференции для молодых ученых «Наноматериалы и нанотехнологии: проблемы и перспективы», 15 – 16 мая 2017 г., СГТУ им. Ю.А. Гагарина, 2017. С. 81 – 84.

8. Гуляев И.Н., Гуняева А.Г., Раскутин А.Е., Федотов М.Ю., Сорокин К.В. Молниезащита и встроенный контроль для конструкций из пкм. Труды ВИАМ. 2013. № 4. С. 10.

9. Гуняев Г.М., Чурсова Л.В., Раскутин А.Е., Гуняева А.Г. Молниестойкость современных полимерных композитов. Авиационные материалы и технологии. 2012. № 2 (23). С. 36-42.

10. Гуняева А.Г. Разработка технологии наномодифицированных препрегов углепластиков для молниезащитных покрытий. Научные труды ММНК XXXVII Гагаринские чтения, М.: МАТИ, 2011. Т.1. С. 21 – 22.

11. Гуняева А.Г., Гуляев И.Н., Комарова О.А. Молниезащитные покрытия на основе углеродных наполнителей для ПКМ нового поколения. В сборнике: Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения Материалы II Всероссийской научно-технической конференции. Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, М.: ВИАМ, 2017. С. 45 - 55.

12. Вишняков Л.Р. Влияние строения и состава проволочных вязано-паяных сеток на эффективность защиты композитов с полимерной матрицей от прямых ударов молнии. Композиты и наноструктуры. 2019. Т. 11. № 2. С. 77-84.

13. Гущин И.А. Сравнение моделей разрушения углепластика токами молнии. Вестник Чувашского университета. 2018. № 3. С. 53-59.

14. Бойцов Б.В., Вишняков Л.Р., Казаков М.Е., Кривонос В.В. Инновационные конструкционно-технологические решения для молниезащиты авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. Качество и жизнь. 2020. № 2 (26). С. 74-81.

15. Саламатин В.С., Насонов Ф.А. Поиск путей обеспечения молниестойкости авиационных углепластиковых конструкций, содержащих в своём составе клеевые соединения. В сборнике: Новые материалы XXI века: разработка, диагностика, использование. Материалы I Международной молодёжной научной конференции. Москва, 2020. С. 196-199.

16 Александров А.А., Насонов Ф.А. Применение наноуглекомпозитов для создания композитных авиационных агрегатов, стойких к удару молнии//В книге: 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы 19-ой Международной конференции. Москва, 2020. С. 726.-728.

17 Александров А.А., Насонов Ф.А. Возможности проектирования углепластиковых агрегатов летательных аппаратов, выходящих на внешний контур, с учётом применения углеродных наполнителей и полимерных связующих, модифицированных наночастицами, обеспечивающих стойкость к удару молнии// В сборнике: Молодёжь и будущее авиации и

космонавтики - 2020. Сборник аннотаций конкурсных работ. 12-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий. Москва, 2020. С. 216-217.

18 Александров А.А. Особенности реализации технических решений по градиентному модифицированию конструкционных углепластиков авиационных конструкций, обеспечивающих стойкость к удару молнии (с использованием иноязычных статей).В книге: XLVII Гагаринские чтения 2021. Сборник тезисов работ XLVII Международной молодёжной научной конференции. Москва, 2021. С. 1303-1304.

POSSIBILITIES OF DESIGNING CARBON-FIBER AGGREGATES OF AIRCRAFT GOING TO THE OUTER CONTOUR, TAKING INTO ACCOUNT THE USE OF CARBON FILLERS AND POLYMER BINDERS MODIFIED WITH NANOPARTICLES, WHICH PROVIDE RESISTANCE TO LIGHTNING STRIKES

Aleksandrov Aleksei
wishingwow@gmail.com
Supervisor: Fedor Nasonov, Candidate of Engineering Sciences
(Moscow Aviation Institute-Shanghai Jiao Tong University, Moscow, Shanghai)

Abstract. The constant increase in the volume of use of polymer composite materials in the structures of aviation technology allows the creation of complexes with high tactical and technical characteristics, large mass and economic efficiency. The work is devoted to finding ways to solve the problem of increasing the lightning protection of composite aggregates made using carbon fiber parts. A feature of the problem is to provide electrical conductivity in order to unimpeded drainage of the electric lightning charge, as well as the static charge accumulating on the surfaces of the aircraft in flight and at parking.

УДК 629.7.022

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Аль-Дарабсе А.М.[1], Дабабне И.Э.[2], Ахмед А.Р.[2]
amersamarah4@gmail.com
Научный руководитель: Е.В. Маркова[2], доктор экономических наук., доцент
([1]Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самарский университет), Самара;
[2]Ульяновский государственный технический университет, Ульяновск)

В статье описан метод моделирования полета летательного аппарата по заданной траектории, устанавливающий функциональную связь между параметрами рабочего процесса газотурбинного двигателя и критериями эффективности летательного аппарата. Эта связь необходима для решения оптимизационных задач этапа концептуального проектирования двигателя согласно системному подходу.

Уровень тяги двигателя, в свою очередь, влияет на работу самолета, что делает точное моделирование поведения самолета во время полета необходимым для получения правильного решения. Описанная математическая модель полета самолета обеспечивает функциональную связь между характеристиками планера, рабочим процессом газотурбинных двигателей (двигательной установки), окружающими условиями и условиями полета, а также особенностями профиля полета. Эта модель обеспечивает точные результаты

моделирования полета и полученные критерии эффективности самолета, необходимые для оптимизации рабочего процесса и функции управления газотурбинным двигателем [1].

В качестве критериев оптимизации при выборе параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя обычно используются экономические и летно-технические характеристики. Описаны математические модели этих характеристик различной степени детализации.

Наиболее широко используются следующие критерии: масса полезной нагрузки, взлетная масса самолета, общий вес двигательной установки и необходимое топливо, удельный расход топлива самолета, стоимость эксплуатации самолета в час, стоимость перевозки, чистая прибыль за час эксплуатации, сниженная стоимость перевозки, дальность полета. На все эти критерии прямо или косвенно влияет масса топлива на борту [2].

В большинстве подходов к оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя используется статистическая корреляция между УРТ при номинальных условиях, УРТ на нерасчетных режимах работы и расходом топлива для заданной дальности полета. Целью данной статьи является предоставление метода моделирования полета летательного аппарата, обеспечивающего взаимосвязь между программой управления двигательной установкой, параметрами рабочего процесса двигателя и критериями эффективности летательного аппарата.

Условия полета влияют на параметры рабочего процесса газотурбинного двигателя по общим законам совместной работы компонентов двигателя. Величина тяги двигательной установки к внешнему сопротивлению летательного аппарата определяет изменение воздушной скорости или траектории полета. Внешнее сопротивление самолета зависит от его аэродинамических характеристик и параметров управления и может быть рассчитано для заданной программы набора высоты / снижения или для заданной траектории полета. Программа управления двигательной установкой определяет параметры движения самолета по траектории полета, время полета, количество топлива, необходимое для полета, и, в итоге, значения критериев, характеризующих эффективность работы самолета в заданном задании. Следовательно, летная модель самолета, учитывающая взаимосвязь между параметрами рабочего процесса двигателя и поведением самолета, необходима для обеспечения корректных результатов оптимизации рабочего процесса двигателя [3].

Эта летная модель самолета может быть построена с использованием системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику самолета во время полета. Исходные данные для этой модели включают взлетную массу самолета, аэродинамические и геометрические характеристики планера; программы восхождения и спуска; высота крейсерского плавания; начальная скорость и координаты самолета, площади характерных участков газотурбинного двигателя, карты характеристик узлов двигателя, программа управления двигателем.

Результаты моделирования полета включают изменение параметров ЛА по траектории полета, время полета, расход топлива за полет, значения критериев летно-технических характеристик ЛА.

Необходимо учитывать тот факт, что полет самолета часто является многоступенчатым процессом. Например, схема полета дозвукового транспортного (или пассажирского) самолета включает следующие основные этапы (рисунок 1): взлет; взбираться; круизный; по убыванию; ждем посадки; предпосадочное маневрирование; посадка [8].

Работа двигателя при взлете и посадке, ожидании и предпосадочном маневрировании определяется требованиями безопасности и эксплуатационными требованиями, обычно эти режимы являются экстремальными для двигателя.

Работа двигателя при подъеме и спуске также регулируется, но параметры двигателя непостоянны и изменяются по высоте из-за изменения условий окружающей среды.

Режим работы двигателя во время крейсерского полета изменяется в широком диапазоне и определяется величиной тяги, необходимой для горизонтального полета на заданной воздушной скорости.

Поскольку полет самолета описывается по-разному в зависимости от этапа полета, моделирование этих этапов выполняется отдельно. Результаты моделирования последовательно передаются в качестве исходных данных на следующие этапы полета.

Альпинизм. Начальными данными обычно считают изменение скорости полета по высоте. Режим работы двигателя предполагается постоянным (номинальный). Этот этап полета заканчивается, когда самолет достигает заданной крейсерской высоты. Траектория полета определяется функцией управления двигателем (тяга изменяется в зависимости от условий окружающей среды) [9].

Крейсерская. Крейсерский полет начинается, когда дрон достигает соответствующей высоты, и заканчивается, когда он достигает точки снижения. Режим работы двигателя может изменяться в зависимости от веса самолета или рассчитываться для обеспечения постоянной скорости полета. Условия горизонтального полета позволяют рассчитывать угол атаки в каждой точке крейсерского полета. Профиль полета может включать дополнительные этапы набора высоты и крейсерского полета по мере уменьшения веса самолета.

По убыванию. Этот этап полета идентичен этапу набора высоты, за исключением холостого режима работы двигателя.

Полет самолета описывается тремя группами уравнений: динамическими уравнениями движения самолета, кинематическими уравнениями и изменением веса в результате расхода топлива [10].

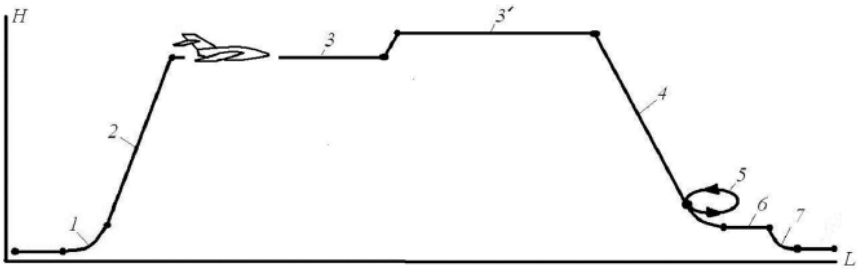


Рисунок 1. Типовой профиль полета самолета транспортной авиации: 1 - взлет; 2 - набор высоты; 3, 3'- крейсерская; 4 - нисходящий; 5 - ожидание посадки; 6 - предпосадочное маневрирование; 7 – посадка [4].

Динамические уравнения движения самолета относительно земли (без учета скорости ветра) включают:

$$\left.\begin{aligned}
&M_A\dot{V}_f = P_{\text{эф.рs}}\cos(\alpha+\varphi_{th})\cos\beta - X_a - M_A g\sin\Theta;\\
&M_A V_f\dot{\Theta} = P_{\text{эф.рs}}\left[\sin(\alpha+\varphi_{th})\cos\gamma_a + \cos(\alpha+\varphi_{th})\sin\beta\sin\gamma_a\right] + Y_a\cos\gamma_a -\\
&-Z_a\sin\gamma_a - M_A g\cos\Theta + 2M_A\varpi_z V_f\cos\varphi\sin\Psi + M_A V_f^2\frac{\cos\Theta}{R_{earth}+H};\\
&-M_A V_f\cos\Theta\dot{\Psi} = P_{\text{эф.рs}}\left[\sin(\alpha+\varphi_{th})\times\sin\gamma_a - \cos(\alpha+\varphi_{th})\sin\beta\cos\gamma_a\right] +\\
&+Y_a\sin\gamma_a + Z_a\cos\gamma_a + 2M_A\varpi_z V_f\times(\sin\varphi\cos\Theta - \cos\varphi\cos\Psi\sin\Theta) - M_A V_f^2\cos^2\Theta\sin\Psi\frac{\operatorname{tg}\varphi}{R_{earth}+H}.
\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

Кориолисова и центробежная сила (связанная с криволинейностью грунта) для скоростей полета менее 1000 м / с обычно не учитываются.

Полет без крена и бокового скольжения самолета описывается:

$$y_a = 0; \quad (2)$$

$$\beta = 0; \quad (3)$$

$$Za = 0; \quad (4)$$

При сделанных предположениях система уравнений (1) принимает следующий вид:

$$\left.\begin{aligned} M_A \dot{V}_f &= P_{\text{ef.ps}} \cos(\alpha + \varphi_{th}) - X_a - M_A g \sin\Theta; \\ M_A V_f \dot{\Theta} &= P_{\text{ef.ps}} \sin(\alpha + \varphi_{th}) + Y_a - M_A g \cos\Theta. \end{aligned}\right\} \quad (5)$$

Следующие уравнения описывают кинематику движения и изменение веса самолета в результате расхода топлива:

$$\left.\begin{aligned} \dot{H} &= V_f \sin\Theta; \\ \dot{L} &= V_f \cos\Theta; \\ \dot{M}_{\text{A}} &= -G_{\text{fuel.ps}}. \end{aligned}\right\} \quad (6)$$

Поскольку этапы полета обычно описываются соответствующими расстояниями, использование дальности L полета в качестве фазовой переменной является разумным (рисунок 1). Таким образом, система дифференциальных уравнений полета самолета может быть описана следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} \frac{dV_f}{dL} &= \frac{1}{M_{\text{A}} V_f \cos\Theta}\left[P_{\text{ef.ps}} \times \cos(\alpha + \varphi_{th}) - X_a - M_{\text{A}} g \sin\Theta\right]; \\ \frac{d\Theta}{dL} &= \frac{1}{M_{\text{A}} V_f \cos\Theta}\left[P_{\text{ef.ps}} \times \sin(\alpha + \varphi_{th}) + Y_a - M_{\text{A}} g \cos\Theta\right]; \\ \frac{dH}{dL} &= \operatorname{tg}\Theta; \\ \frac{dt}{dL} &= \frac{1}{V_f \cos\Theta}; \\ \frac{dM_{\text{A}}}{dL} &= \frac{-G_{\text{fuel.ps}}}{V_f \cos\Theta}. \end{aligned}\right\} \quad (7)$$

Полученная система дифференциальных уравнений включает параметры планера (внешнее сопротивление X_a, подъемная сила Y_a, угол атаки альфа) и параметры двигательной установки (эффективная тяга $P_{ef.ps}$, расход топлива $C_{fuel.ps}$). Эти параметры зависят от функций управления самолетом и двигателем и могут быть рассчитаны с использованием отдельных подмоделей, имеющих свою собственную иерархию (рисунок 2).

Рисунок 2. Структура математической модели полета самолета [5].

Математическая модель самолета обеспечивает значения подъемной силы Y_a и внешнего сопротивления X_a в зависимости от геометрических параметров, аэродинамических характеристик и условий полета:

$$Y_a = c_{ya} \frac{k}{2} p_H M_f^2 S_w; \tag{8}$$

$$X_a = c_{xa} \frac{k}{2} p_H M_f^2 S_w. \tag{9}$$

Аэродинамические характеристики планера обычно описываются следующими функциональными соотношениями: а)$c_{ya} = f(\alpha, M_f)$, b)$c_{xa} = f(c_{ya}, M_f)$: (рисунок 3).

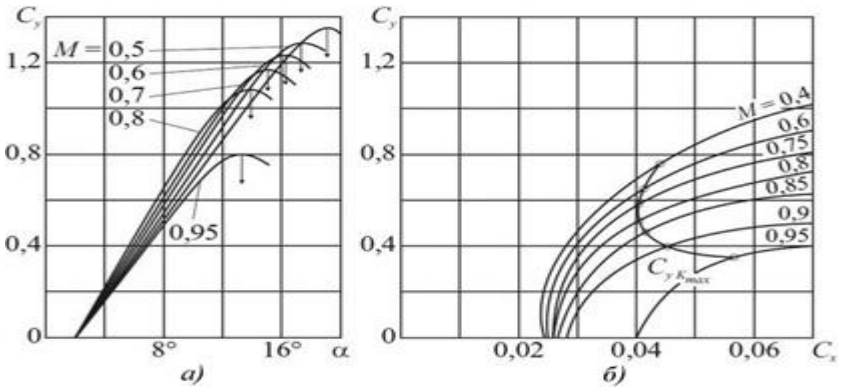


Рисунок 3. Аэродинамические характеристики планера [6].

Описанная выше математическая модель полета самолета обеспечивает функциональную связь между характеристиками планера, рабочим процессом газотурбинных двигателей (двигательной установки), окружающими условиями и условиями полета, а также особенностями профиля полета. Эта модель обеспечивает точные результаты

моделирования полета ikl полученные критерии эффективности самолета, необходимые для оптимизации рабочего процесса и функции управления газотурбинным двигателем [7].

Номенклатура			
УРТ	удельный расход топлива	X_a	сила сопротивления
M_A	масса самолета	Y_a	подъемная сила
V_f	скорость полета	Z_a	боковая сила
$P_{ef.ps}$	общая эффективная тяга силовой установки	c_{xa}	коэффициент подъема
□	угол атаки	c_{ya}	коэффициент сопротивления
□	угол скольжения	g	ускорение свободного падения
□$_a$	угол качения	□	угол наклона траектории
□$_{th}$	угол между вектором тяги и осью самолета	□	угол пути
□$_z$	угловая скорость вращения земли		

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Аль-Дарабсе А.М.Ф. Влияние инноваций на экономический рост. // Вестник Ульяновского государственного технического университета. – 2019. № 2 (86). – С. 72-74.

2. Аль-Дарабсе А.М.Ф. Проблемы программного обеспечения в авиационных системах. // В сборнике: Проблемы технического сервиса в АПК. Сборник научных трудов II студенческой всероссийской научно-практической конференции. 2019. С. 7-15.

3.Дабабне И.Э. Создание интегрированной системы для мониторинга технического состояния высокачественных вертолетных блоков на основе волоконно-оптической технологии. //Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2021. Т. 23. №1(99). – С. 21-27.

4. Денисова Т.В. Модель системы управления предприятием. //В сборнике: Проблемы и перспективы экономических отношений предприятий авиационного кластера. Сборник научных трудов IV Всероссийской научной конференции. – 2020. – С. 14-18.

5. Маркова Е.В. Инновационный потенциал наукоемкого предприятия авиационного космического комплекса //Вестник Самарского муниципального института управления. – 2014. – Т.16. № 6-2. – С.501-504.

6. Ahmed A.R. The experimental and numerical study of the forced during the incremental forming of titanium sheets. //Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2021. Т. 23. № 1(99). – С. 5-10.

7. Вольсков Д.Г. Методы подсчета циклов авиационного двигателя. // Российский электронный научный журнал. 2019. № 2 (32). С. 33-49.

8. Миллер В.В. Анализ затрат на техническое обслуживание воздушных судов. // В сборнике: XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых). Материалы Международной молодёжной научной конференции. В 6-ти томах. Казань, 2019. С. 354-357.

9. Аль-Дарабсе А.М.Ф., Маркова Е.В., Миллер В.В. Современные композитные материалы будущего в аэрокосмической промышленности. // В сборнике: XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых). тексты докладов участников Международной молодёжной научной конференции, в 6 т.. 2019. С. 388-391.

10. Тиняков И.А. Методы подсчета циклов авиационного двигателя. // В книге: Гагаринские чтения - 2019. Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2019. С. 110-111.

SIMULATION OF AIRCRAFT FLIGHT WHEN OPTIMIZING THE WORKING PROCESS OF A GAS TURBINE ENGINE

Al-Darabseh A.M.[1], Dababne I.E.[2], Ahmed A.R.[2]
amersamarah4@gmail.com
Scientific adviser: E.V. Markova[2], Doctor of Economics., Associate Professor
([1]Samara National Research University named after academician S.P. Koroleva (Samara University), Samara;
[2]Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk)

The article describes a method for simulating the flight of an aircraft on a given trajectory, which establishes a functional relationship between gas turbine engine operating parameters and "aircraft performance parameters". This connection is necessary to solve optimization problems for the machine design phase according to the systems approach.

УДК 629.7.022

ИССЛЕДОВАНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СТАБЛИЗАЦИИ ДВУХТУРБИННОГО МАЛОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА В КРИТИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ ИЗ-ЗА ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Аль-Дарабсе А.М.[1], Ибрагим А.Х.[3], Гебрил М.Х.[4]
amersamarah4@gmail.com
Научный руководитель: Е.В. Маркова[2], доктор экономических наук, доцент
([1]Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самарский университет), Самара;
[2]Ульяновский государственный технический университет, Ульяновск;
[3]Тюменский государственный университет, Тюмень;
[4]Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Самолет должен обладать прочностью как для нормальных, так и для критических условий полета. Одним из критических условий полета двухмоторного самолета является отказ одного двигателя во время крейсерского полета. У самолета только с одним работающим двигателем будет достаточно мощности для создания тяги. Тем не менее, самолет испытает пару моментов из-за тяги оставшегося двигателя, которая заставляет самолет отклоняться от курса.

Этот эффект рыскания должен компенсироваться системой управления полетом, чтобы поддерживать стабильные условия полета. Руль направления как одна из систем управления полетом управляет рысканием самолета. Следовательно, угол отклонения руля направления должен быть установлен правильно, чтобы преодолеть моментную силу действующего двигателя. Были проведены исследования по определению наиболее приближенной оптимальной настройки угла отклонения руля направления, чтобы получить данные о том, как противодействующие силы, создаваемые на руле направления, могут поддерживать стабильный полет. Результат исследования может быть использован в качестве важного руководства для пилота по управлению самолетом в критических условиях полета из-за отказа одного двигателя. Также принимаются во внимание соображения прочности и целостности конструкции руля направления, особенно в точках поворота шарнира между динамической и статической частями [1].

Сдвоенные турбовинтовые двигатели более экономичны, чем тот, который использует реактивные двигатели в полете на малой и средней скорости. Турбовинтовые двигатели

позволяют самолету работать и взлетать с более коротких взлетно-посадочных полос, а также выполнять взлет и посадку на грунтовых поверхностях, что позволяет преодолевать различные условия местности в Индонезии. Самолет с двумя двигателями должен обладать прочностью как для нормальных условий полета, так и для критических условий полета, т. Е. Отказ одного двигателя. В период с 2001 по 2016 год отказ двигателя занимал 3-е место в десятке основных причин авиационных происшествий со смертельным исходом. Опубликованные отчеты о расследовании авиационных происшествий показали, что за последние 25 лет произошло более 300 отказов силовой установки, происшествий с многомоторными самолетами. Также погибло более 3100 человек. В таких критических условиях полета аэродинамические последствия отказа одного двигателя приводят к очень значительному ухудшению летных характеристик. Хотя отказ двигателя представляет собой потерю 50% доступной мощности, он может привести к потере производительности до 80%. В общем, самолеты со сдвоенными двигателями уже готовы справиться с подобными ситуациями [2]. Если останется только один двигатель, самолет будет испытывать эффект рыскания из-за асимметричной тяги, создаваемой оставшимся двигателем. Руль направления должен быть отклонен должным образом, чтобы справиться с силой сопротивления до тех пор, пока он не сможет безопасно приземлиться, иначе самолет начнет сваливаться. Информация об оптимальном отклонении руля направления, чтобы справиться с этой ситуацией, важна для наведения пилота. В результате при отклонении руля в определенное время руль также будет испытывать силы, которые могут повлиять на структуру оперения. Вторая самая смертоносная авиакатастрофа, в которой погибло в общей сложности 265 пассажиров, рейс 587 Американские авиалинии в Санто-Доминго (2001 г.) произошла из-за разрушения конструкции хвостовой части самолета из-за перенапряжения при чрезмерном отклонении руля направления. Эта авария является убедительным примером того, что исследование по изучению влияния отклонения в конструкции руля направления является важным. В целях обеспечения безопасности и улучшения необходимо оценить, способна ли конструкция выдерживать нагрузку из-за отклонения руля направления в условиях отказа одного двигателя [3].

Асимметричная тяга из-за отказа одного двигателя: поскольку все двигатели в многомоторном самолете не находятся на одной и той же центральной линии, и если один двигатель выходит из строя, то тяга оставшегося работающего двигателя вызовет момент силы. Чтобы сохранить прямую траекторию полета, необходимо регулировать триммер рыскания, управляя рулем направления. Соответствующие углы отклонения руля направления должны быть установлены для создания боковых сил в соответствии со скоростью для противодействия такому рысканью. Иллюстрация момента силы, создаваемого правым двигателем, и его сохранение показаны на рисунках 1 и 2.

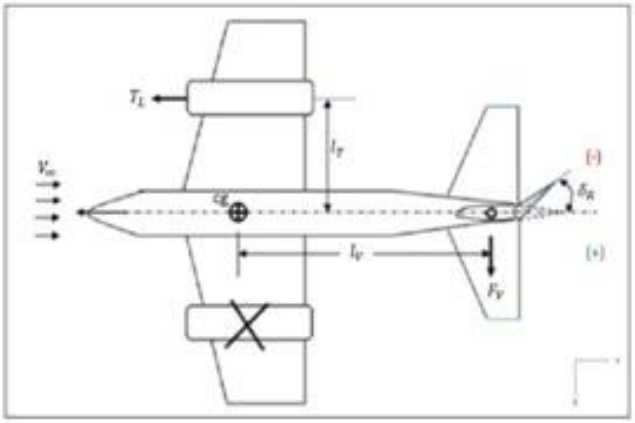


Рисунок 1. Силовой момент из-за отказа правого двигателя [4].

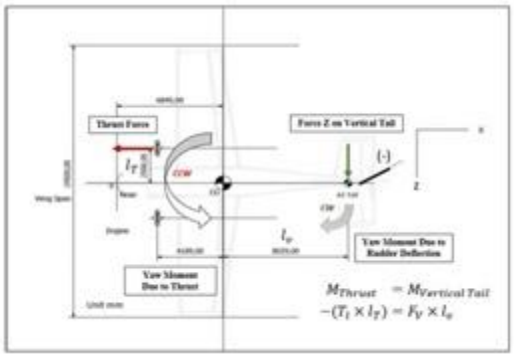


Рисунок 2. Сохранение момента при отказе одного двигателя [4].

Каждый двигатель находится на расстоянии от осевой линии фюзеляжа. Асимметричная тяга в ситуации отказа одного двигателя вызывает рыскание из-за силового момента (M_T) относительно центра тяжести (ЦТ) летательного аппарата, как описано в уравнении:

$$M_T = T_L \times l_T \quad (1)$$

Условное обозначение отрицательного отклонения руля направления определяется как отклонение вправо с точки зрения пилота. отрицательное отклонение руля направления создает положительную боковую силу в направлении z, которая создает положительный момент рыскания (по часовой стрелке). Наоборот, положительное отклонение руля направления (влево) привело к отрицательной боковой силе в направлении z, которая порождает отрицательный момент рыскания (против часовой стрелки). Для симметричного самолета с нулевым углом бокового скольжения и нулевым отклонением элеронов момент рыскания (M_V) вертикального оперения определяется путем умножения боковой подъемной силы вертикального оперения на длину вертикального оперения:

$$M_V = L_V \times l_V \quad (2)$$

В установившемся режиме сбалансированной прямой траектории этого критического полета полное сопротивление самолета преодолевается только за счет одной тяги (T_L) работающего двигателя. Чтобы сохранить относительно прямую траекторию полета, сумма моментов рыскания равна нулю. Следовательно:

$$\sum M_{CG} = M_T + M_V = 0 \quad (3)$$

Аэродинамический момент рыскания (M_V) самолета можно рассчитать по следующему уравнению:

$$M_V = q\ S\ b\ C_n \quad (4)$$

Какое (q) - динамическое давление, (S) - площадь крыла, (b) - размах крыла, а также Cn - коэффициент момента рыскания, который зависит от конфигурации самолета: угла бокового скольжения, отклонения руля направления и элеронов. прогиб. Чтобы получить максимально возможное отклонение руля направления для уравновешивания парного момента оставшейся тяги двигателя, предполагается, что летательный аппарат симметричен относительно плоскости x z, без бокового скольжения и отклонения элеронов. Таким образом, рассматриваемый коэффициент момента рыскания - это коэффициент момента рыскания из-за отклонения руля направления, ($C_{n\delta R}\ \delta_R$).

$$M_V = q\ S\ b\ C_{n\delta R}\ \delta R \quad (5)$$

В условиях асимметричной тяги необходимый угол отклонения руля направления для выравнивания прямой траектории полета составляет:

$$\delta_R = (-)\frac{T_L l_T}{q\ s\ b\ C_{n\delta R}} \quad (6)$$

Знак в уравнении представляет направление руля направления, положительный знак означает, что руль отклонен влево от пилота. И наоборот, знак минус означает, что руль направления отклонен в правую сторону от пилота.

Единственная аэродинамическая поверхность управления, которая могла бы обеспечить необходимую боковую силу для противодействия асимметричному рысканому моменту тяги, - это стабилизатор вертикального оперения с рулем направления. Руль направления должен быть в состоянии компенсировать тенденцию к повороту по рысканью, вызванную работающим двигателем, сопротивление винта ветряной фрезы и сопротивление элеронов, вызванное попытками удержания крыльев на одном уровне. Из таблицы 1 видно, что скорость напрямую влияет на тягу, создаваемую двигателем, которая имеет обратную зависимость, это влияет на величину силы, необходимой для соединения тяги. Параллельно скорость также влияет на динамическое давление, которое является одним из параметров знаменателя для определения отклонения руля направления, используемого в уравнении (6). Какое динамическое давление (q) можно оценить с помощью следующего уравнения:

$$q = \frac{1}{2}V^2 \times \rho \qquad (7)$$

(V) в приведенном выше уравнении представляет скорость. Это можно понять, когда воздушная скорость, которую испытывает самолет, будет минимальной, создаваемая тяга станет больше, и отклонение, необходимое для создания силы для управления ею, также станет больше. Таким образом, по мере уменьшения воздушной скорости руль направления становится менее эффективным до тех пор, пока не достигнет минимально возможного минимального уровня, когда впоследствии он теряет способность контролировать момент рыскания. Этот уровень скорости называется минимальной скоростью управления (V_{mc}). Используется для поддержания прямого полета после отказа одного двигателя [9].

Рисунок 3. Блок-схема методологии [8].

Весь процесс в этой статье проиллюстрирован на рисунке 3. Объектом данного исследования является оригинальный многоцелевой самолет, произведенный индонезийской аэрокосмической компанией и относящийся к категории 23 самолета FAR. Он может нести на посадке грузы до 6940 кг, с V сваливанием при взлетной массе 6700 кг составляет 69 узлов. Приводится в действие Pratt Whitney PT6-42, соединенным с 4 лезвиями Hartzell.

Характеристики двигателя при отказе одного двигателя показаны в таблице 1. Самолет имеет площадь крыла 41,5 м2, размах крыла 19,5 м, линия тяги каждого двигателя составляет 2,5 м от центра тяжести (центр тяжести) и расстояние от центра тяжести до центра тяжести. (Аэродинамический центр) хвостовое оперение 8 м. Расчет выполняется при определенных условиях: полет на высоте 6000 футов при соответствующем давлении 81199,6 Па и наружной температуре ISA +15 по Цельсию. Большая часть вычислений выполняется в электронной таблице в Microsoft Excel®. Моделирование и симуляция проводились с использованием программного обеспечения SOLIDWORKS 2018®. Точность моделирования действительно зависит от предположения о моделировании объекта и граничных условий, которые находятся в стадии исследования, модель является упрощенной версией, а предполагаемое граничное условие является идеальным условием на соответствующей высоте. Моделирование потока выполнено с разрешением 5 из 7, что уже описывает не лучшую, но хорошую точность результата.

Таблица 1. Характеристики двигателя [7].

Np	Скорость		Толкать		Расход топлива		Эффективность
rpm	knots	m/s	Kgf	N	lb/hr	g/s	-
2000	60	30.87	860.98	8443.3	485.56	61.1796	0.45
2000	80	41.16	815.34	7995.8	488.24	61.5173	0.562
2000	100	51.44	763.61	7488.5	491.52	61.9305	0.652

Для реалистичных практических условий, когда пилот регулирует угол поворота руля в летных испытаниях, и для устранения избыточности, степени отклонения округляются до ближайшего возможного недесятичного числа. Процесс скругления выполняется с учетом предела прогиба конструкции 25 градусов для каждой стороны. Предполагается, что количество создаваемых сил увеличивается с увеличением прогиба. Таким образом, из соображений безопасности полета стремятся к способу округления, чтобы сделать силу достаточно большой, чтобы можно было противодействовать асимметричной тяге, и ее легче было уменьшить, если сила чрезмерна. Ожидаемая сила, создаваемая за счет округления отклонения руля направления, может быть оценена с помощью уравнения (5), разделенного на расстояние от центра тяжести до хвоста переменного тока:

$$F_V = \frac{q\ s\ b\ C_{n\delta R}\delta_R}{l_V} \quad (8)$$

Необходимую боковую силу от вертикального оперения можно оценить, применив сохранение момента в уравнении (3) без учета отклонения руля направления, как показано на рисунке 2.

Траектории потока для скорости в направлении x при соответствующем угле отклонения руля направления показаны на рисунке 4. Скорость изменялась в соответствии с формой воздушной фольги, где более высокая скорость в левой части и более низкая скорость в правой части вертикального оперения. отклонения направлялся к. Максимальная скорость указана на поверхности вертикального шарнира хвостового оперения для каждого рисунка. Вихри возникали на основании задней кромки вертикального хвоста и на роговой части. Он увеличивался по мере увеличения отклонения. Это также работало соответствующим образом для функции звукового сигнала. Скорость массивного вихря, создаваемого рупором, стала медленнее с обеих сторон, это помогло бы уменьшить общую силу, испытываемую рулем направления [9].

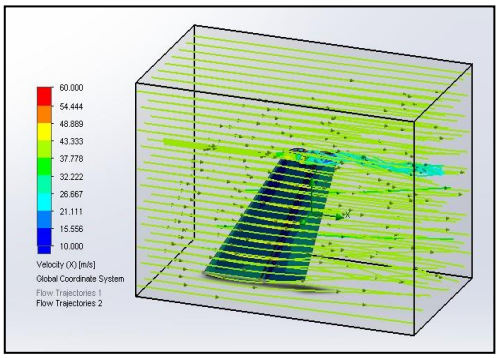


Рисунок 4. Траектории потока на скорости 78 узлов
с 18 градусами отклонения руля направления [10].

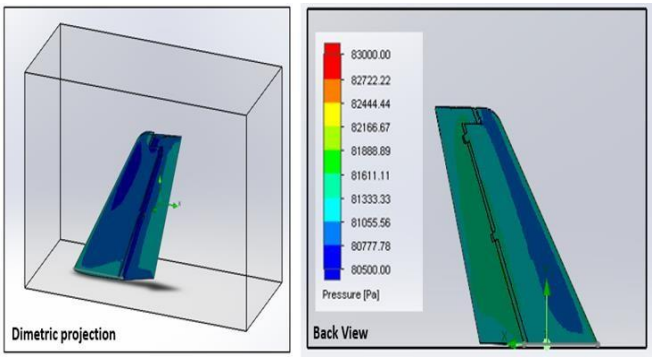


Рисунок 5. Распределение поверхностного давления на скорости 78 узлов
при 18 градусах отклонения руля направления [10].

Нагрузочное давление на поверхность хвоста показано на рисунке 5. Распределение давления можно наблюдать при виде спереди и сзади или вертикальном хвосте. Показано, что давление увеличивалось при прохождении воздуха через переднюю кромку вертикального стабилизатора, а затем давление уменьшалось за пределами созданной кривизны отклоняющего руля направления. После этого давление снова увеличилось, когда он прошел конец наконечника руля направления. На виде сзади можно увидеть, что давление уже было в среднем по величине между 81055,56 - 81611,11 Па, затем оно достигло своего максимума в области шарнира примерно со значением 82166,67 Па. Затем давление немного уменьшилось по мере того, как поток достигал конца наконечника руля направления. При оценке таблицы 1 было известно, что расход топлива уменьшался с уменьшением скорости, таким образом, при эксплуатации самолета при самом низком V_{mc} расход топлива будет минимальным. Для определения минимально возможного оптимального V_{mc} силы, возникающие при моделировании, а также из-за округления угла отклонения руля направления, сравнивались с силами, необходимыми для ручного расчета.

Система руля направления модели самолета с двумя двигателями имеет наилучшую приблизительную оптимальную способность поддерживать стабильный полет в критических условиях из-за отказа одного двигателя, которые находятся под углом отклонения руля 18 градусов при воздушной скорости, наилучшим образом приближенной к оптимальной V_{mc}, равной 78 узлам. Наилучшее приблизительное наименьшее возможное значение V_{mc}, которое может достичь этот самолет, составляет 72 узла с отклонением руля направления 22 градуса. Максимальная создаваемая сила составляет 2512,9 Н при оптимальном V_{mc} и 2589,4 Н при минимально возможном V_{mc}. Хвостовая часть двухдвигательной модели самолета может выдерживать нагрузку за счет силы, создаваемой системами руля направления, при оптимальной воздушной скорости V_{mc} и минимально возможной V_{mc}. В целях безопасности критические детали, которые подверглись высоким нагрузкам, то есть область шарнирного

соединения и наконечник руля направления, должны быть хорошо спроектированы и регулярно обслуживаться.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Аль-Дарабсе А.М.Ф. Влияние инноваций на экономический рост. //Вестник Ульяновского государственного технического университета. – 2019. № 2 (86). – С. 72-74.

2. Аль-Дарабсе А.М.Ф. Проблемы программного обеспечения в авиационных системах. // В сборнике: Проблемы технического сервиса в АПК. Сборник научных трудов II студенческой всероссийской научно-практической конференции. 2019. С. 7-15.

3.Дабабне И.Э. Создание интегрированной системы для мониторинга технического состояния высокачественных вертолетных блоков на основе волоконно-оптической технологии. //Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2021. Т. 23. №1(99). – С. 21-27.

4. Денисова Т.В. Модель системы управления предприятием. //В сборнике: Проблемы и перспективы экономических отношений предприятий авиационного кластера. Сборник научных трудов IV Всероссийской научной конференции. – 2020. – С. 14-18.

5. Маркова Е.В. Инновационный потенциал наукоемкого предприятия авиационного космического комплекса //Вестник Самарского муниципального института управления. – 2014. – Т.16. № 6-2. – С.501-504.

6. Ahmed A.R. The experimental and numerical study of the forced during the incremental forming of titanium sheets. //Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2021. Т. 23. № 1(99). – С. 5-10.

7. Вольсков Д.Г. Методы подсчета циклов авиационного двигателя. // Российский электронный научный журнал. 2019. № 2 (32). С. 33-49.

8. Миллер В.В. Анализ затрат на техническое обслуживание воздушных судов. // В сборнике: XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых). Материалы Международной молодёжной научной конференции. В 6-ти томах. Казань, 2019. С. 354-357.

9. Аль-Дарабсе А.М.Ф., Маркова Е.В., Миллер В.В. Современные композитные материалы будущего в аэрокосмической промышленности. // В сборнике: XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых). тексты докладов участников Международной молодёжной научной конференции, в 6 т.. 2019. С. 388-391.

10. Тиняков И.А. Методы подсчета циклов авиационного двигателя. // В книге: Гагаринские чтения - 2019. Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2019. С. 110-111.

GOVERNOR'S STUDY ANGLES FOR THE CONSTRUCTION OF A SMALL TWO-TURBINE PASSENGER AIRPLANE IN CRITICAL FLIGHT DUE TO ENGINE FAILURE

Al-Darabse A.M.[1], Ibrahim A.H.[3], Gebril M.H.[4]

amersamarah4@gmail.com

Scientific adviser: E.V. Markova[2], Doctor of Economics., Associate Professor

([1]Samara National Research University named after academician S.P. Koroleva (Samara University), Samara;

[2]Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk;

[3]Tyumen State University, Tyumen;

[4] Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The aircraft must be stable under normal and critical flight conditions. One of the critical conditions for piloting a twin-engine aircraft is the failure of an engine during cruising flight. An

aircraft with only one engine running will have enough power to generate thrust. However, the aircraft will experience a moment due to the remaining engine thrust, which is caused by the aircraft deviating from its path.

UDC 621.793

DETONATION SPUTTERING OF VK15V COATING

Anisimova V.
vary43791@yandex.ru
Scientific adviser: A. Krylova, Candidate of Pedagogical Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The article is devoted to the problem of increasing the wear resistance of materials by applying various coatings by the detonation method. It analyses the causes of wear, the mechanisms of ensuring the wear resistance of products, as well as a patent search on the methods of applying detonation coatings and the compositions of these coatings, based on the analysis of patent works. Patent analysis of detonation coatings includes patents from 2008-2019.

At present, in Russia and abroad, much attention is paid to the problems of increasing the wear resistance and corrosion protection of machine parts and mechanisms. A promising way to increase the resource and reliability is the use of coatings for various purposes. The most widespread are gas-thermal coatings: gas-flame, plasma and detonation. Of these, detonation coatings have the best technical characteristics - maximum wear resistance and adhesion to substrates, minimum porosity and gas permeability. Tests of a number of parts and assemblies, as well as the experience of foreign firms, show that the introduction of detonation spraying can give a very large technical and economic effect.

A large amount of research carried out by a number of scientists made it possible to solve the main problems in the field of engineering and technology of detonation spraying. Recently, this method has been introduced in various ministries and departments. However, this requires qualified specialists, the training of which is difficult to implement in the absence of relevant specialized literature. To control the quality and optimize the technology of obtaining coatings, it is necessary to control their technical characteristics.

Detonation coatings are obtained using devices, the schematic diagram of which is shown in Fig. 1. They consist of an open barrel 5 at one end, supply units for sprayed powder 4 and gases 1, an explosion initiation unit 3 with an igniter 2. Using unit 1, the barrel is filled with a mixture of gases capable of detonating; from block 4, the rear load of the sprayed powder is fed into the barrel; Unit 3 generates an initiating impulse, which is fed to the igniter 2. Near the igniter, the temperature rises above the critical one and a spark jumps over. The igniter ignites a mixture of gases, usually at the closed end of the barrel. The flame spreads through the mixture of gases at an increasing speed. After passing a short distance, combustion turns into detonation and from that moment a detonation wave propagates along the barrel at a speed strictly constant for a given barrel geometry and gas composition. A detonation wave is a complex of a shock wave and a chemical reaction zone.

Detonation sputtering is a complex multiparametric technological process, most of the physical parameters of which cannot be determined in production conditions. The installation operator can only change the deposition modes, which, in turn, changes the physical and chemical characteristics of the coating particles and the parts at the time of coating formation.

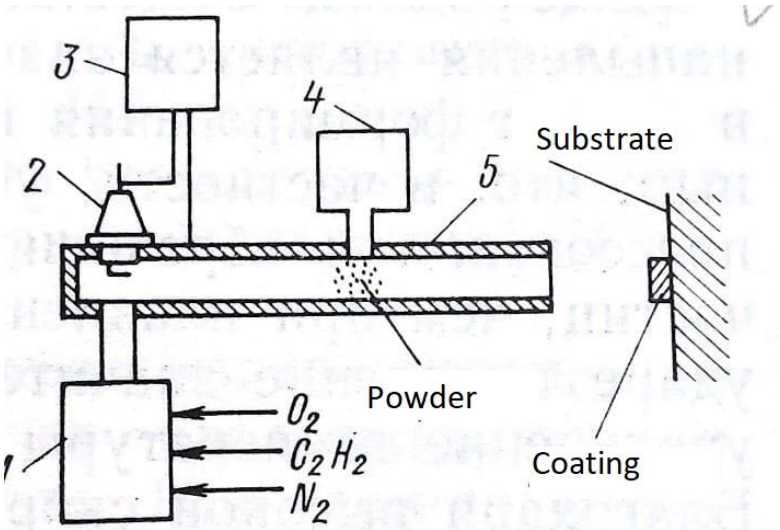


Fig. 1. The schematic diagram of detonation spraying

The properties of the coatings and the performance of the detonation sputtering process largely depend on the ratio of the working gases and on the degree of their dilution with inert gases. The content of acetylene in the gas mixture must be limited due to the possibility of the formation of free carbon (soot) as a result of the detonation of the mixture, in which the ratio of O2/C2H2 is less than 1.20 (53% O2). The presence of free carbon in coatings in many cases is unacceptable, as it reduces the strength of the coating [1-3].

The purpose of this work is to analyze the results of applying wear-resistant coatings by detonation method on various installations. The results of high-speed flame spraying of a wear-resistant PVC coating, which is not inferior to the detonation coating, are also compared. The process under consideration needs further study, because with the help of detonation sputtering, high-quality coatings can be obtained: solid, dense, and having high adhesive properties. The experimental and computational study of the processes of interaction of two-phase flows with real surfaces of parts is of great importance [4, 5].

The main task of the study was to analyze patent research on the application of wear-resistant coatings by the detonation method. Among the patent holders are both individuals and various institutions and enterprises: FSUE "TSNIIKM " Prometey", JSC "UMPO", Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Professional Education "Samara State Technical University", JSC "SPC of Gas Turbine Construction" Salyut", State Educational Institution of Higher Professional Education" Ufa State Aviation Technical University", LLC NPP" ELEKTROMASH", FGBOU VO"KubSTU" [1-5].

In gas turbine engines, sedentary connections are widely used. These include, in particular, the executive surfaces of the shroud (anti-vibration) shelves of the compressor rotor blades. When the blades operate under cyclic loads, relative cyclic displacements of 10 - 200 μm appear in the contact zones of the conjugated shroud flanges, which result in the fretting-corrosion process - destruction of tightly contacting surfaces of metal-metal or metal-metal pairs. In this case, small corrosion cavities in the form of plaque, stains and powder are formed on the mating surfaces. Fretting corrosion can result in weakening or loss of tightness in a sedentary state. Detonation coatings based on tungsten carbide and chromium carbide are most widely used both in Russia and abroad to protect the contact surfaces of the shroud platforms of the rotor blades of the GTE compressor against fretting corrosion. However, the operating experience of this type of coatings has shown that with an increase in wear resistance under conditions of fretting corrosion by more than 20 times, compressor blades are simultaneously destroyed due to fatigue.

As for the various detonation installations, different deposition modes were considered and ambiguous results were revealed, which allow improving the process of applying a wear-resistant

coating of VK15B to a sample made of VT8 alloy. This process is also compared with the high-speed flame spraying of PVC coating, which is not inferior to the detonation characteristics.

The coatings were made under different deposition modes: VK25M-1 coating under the medium deposition mode, VK 25 M2 under the soft mode, and VK25M-3 under the hard mode. 6 measurements were carried out in each zone.

VT8 alloy with VK15V coating applied by detonation method on the Perun-S installation (VK15V-1P, -2P, -3P, - 4P) was applied by three identical deposition modes 2-2: electric pulse-31.8 m/s, detgas ratio 1:1: 3.5, deposition distance – 100 mm. However, the results were mixed.

The coatings were made under different deposition modes: the VK15V-1M coating was applied to VT8 under the 2-1 mode: the electric pulse was 42.1 m / s, the detgas ratio was 1:1: 3.5, and the deposition distance was 100 mm. And in the state of the coating VK15V-2M, the mode 1-1 was used: an electric pulse of -62.4 m/s, the ratio of detgas 1:1:3.5, the spray distance-100 mm.

The condition of the PVNH coating made on the TSZP-1 installation (PVNH samples -1, -2, -3): the coatings were made with the same spraying mode rate of fire – 1.5 m/s, the ratio of combustible gases-1:1.35; the degree of filling of the barrel-0.96; the distance of spraying-170 mm.

The degree of hardening of these samples was determined by the formula (1):

$$\Delta HV = \frac{x_0 - x_n}{x_0} * 100\%, \quad (1)$$

where x_0 и x_n are the extreme values of hardness.

Table 1 shows the calculations for all the samples studied.

Table 1

Degree of hardening

Sample marking	ΔHV, %	Sample marking	ΔHV, %
PVNH -1	1,98	VK15V -1 P	8,73
PVNH -2	0,65	VK15V -2M	2,82
PVNH -3	4,62	VK15V -2 P	29,06
VK25M -1	2,78	VK15V -1M	9,28
VK25M -2	4,23	VK15V -4 P	27,31
VK25M -3	5,81	VK15V -3 P	9,94

The study of the microhardness of the transition zone "coating-base metal" allows you to assess the degree of hardening of the metal surface and thereby choose the most rational deposition technology (deposition method, installation, material, deposition mode)

From the point of view of a lesser degree of change in the properties of the surface of the part, you can choose the method of high-speed flame spraying. The application of metal coatings causes the least degree of surface hardening (from 0.65 to 4.62%).

However, the need to apply carbide-containing coatings and obtain high wear resistance requires the use of a detonation sputtering method.

In this case, the use of a modern Ob installation, a material with a high cobalt content and rational deposition modes allows you to reduce the degree of hardening to the level of hardening when applying metal coatings with high-speed gas-flame spraying (up to 3-5%).

The old-generation Lightning installation does not allow applying high-quality coatings, since the surface slope in this case is maximum – up to 27%.

When spraying the VK15V powder on the Perun-s installation, ambiguous results of hardening were obtained (from 3 to 29%), which requires a more careful approach to the choice of modes.

Based on the analysis of patents and articles, it is possible to distinguish the influence of various parameters of the process of detonation sputtering of aluminum oxide on the several processes, such as:

1) course of polymorphic transformations in the sprayed material;

2) the technology suitable for the restoration of worn tribo-nodes of various mechanisms and devices;

3) the production of coatings and the creation of nanostructured materials with functional gradient properties.

New promising methods of applying detonation coatings are:

- obtaining coatings and creating nanostructured materials with functional-gradient properties. The method includes feeding a powder composition from at least two dispensers into a supersonic flow of a heated gas and applying the powder composition to the surface of an article;
- repair of worn out or damaged shroud blades of turbomachines made of titanium alloys;
- a significant increase in the microhardness of the surface and lower values of the intensity of its wear, as a result of which the coating has a high resistance to hydroabrasive and cavitation wear;
- the possibility of using detonation equipment not only for obtaining a coating layer, but also for abrasive treatment of the sprayed surface in order to activate it before spraying.

REFERENCES:

1. Baldaev L.Kh. Dependence of polymorphic transformations Al_2O_3 during detonation spraying on the technological parameters of the process / L.Kh. Baldaev [and others] - Hardening technologies and coatings.-2016.-No.12. - S. 3-11.

2. Baldaev L.Kh. Abrasive preparation of the sprayed surface using a detonation unit / L.Kh. Baldaev [and others] - Hardening technologies and coatings. -2015. - No. 10. - S. 3-7.

3. Baldaev L.Kh. Features of polymorphic transformations of detonation coatings from aluminum oxide / L.Kh. Baldaev [and others] - Hardening technologies and coatings. -2015. - No. 4. - S. 25-33.

4. Ulyanitsky V.Yu. Restoration of tribounits by detonation spraying / V.Yu. Ulyanitsky, I.S. Batraev, A.A.Sterzer -Reinforcing technologies and coatings.-2016.-No.10. - S. 19-23.

5. Shishkovsky I.V. Laser post-processing of Al / Al2O3 -Ni composite coatings deposited using cold gas-dynamic spraying / I.V. Shishkovsky, P.A. Podrabinnik - Hardening technologies and coatings.-2015.-No.5. - S. 39-42.

ДЕТОНАЦИОННОЕ НАПЫЛЕНИЕ ПОКРЫТИЯ ВК15В

Анисимова В.С.

vary43791@yandex.ru

Научный руководитель: А.С. Крылова, к.п.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Статья посвящена проблеме повышения износостойкости материалов посредством нанесения различных покрытий детонационным методом. Проведен анализ патентных работ, причин износа, механизмов обеспечения износостойкости изделий, а также проведен патентный поиск по способам нанесения детонационных покрытий и составам этих покрытий. Патентный анализ детонационных покрытий включает патенты 2008-2019 гг.

УДК 621.793

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЛАЗМЕННОГО И ДЕТОНАЦИОННОГО МЕТОДОВ НАПЫЛЕНИЯ ПОКРЫТИЯ ВКНА

Анисимова В.С.
vary43791@yandex.ru
Научный руководитель: Т.А. Ильинкова д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: Исследовались методы восстановления ДСЕ путем напыления покрытия ВКНА. По результатам исследования предложен наилучший вариант восстановления ДСЕ.

В методах и технологии газотермического напыления много общего. Распыляемый материал в виде порошка подается в зону нагрева. При подаче в зону нагрева порошка распыляющий газ диспегирует расплавленный материал, в ряде методов напыления он выполняет и функцию нагрева. Нагрев частиц, их распыление и ускорение газовым потоком предопределили название процесса – газотермическое напыление. Частицы, поступающие на поверхность формирования покрытия, должны обеспечивать образование прочных межатомных связей в процессе контактирования, для чего необходим и нагрев, и соответствующая скорость. Известно, что температура частиц обуславливает термическую активацию в области контакта;скорочть частиц при ударе о поверхность создает условия для механической активации поверхностного контакта (рис 1.).

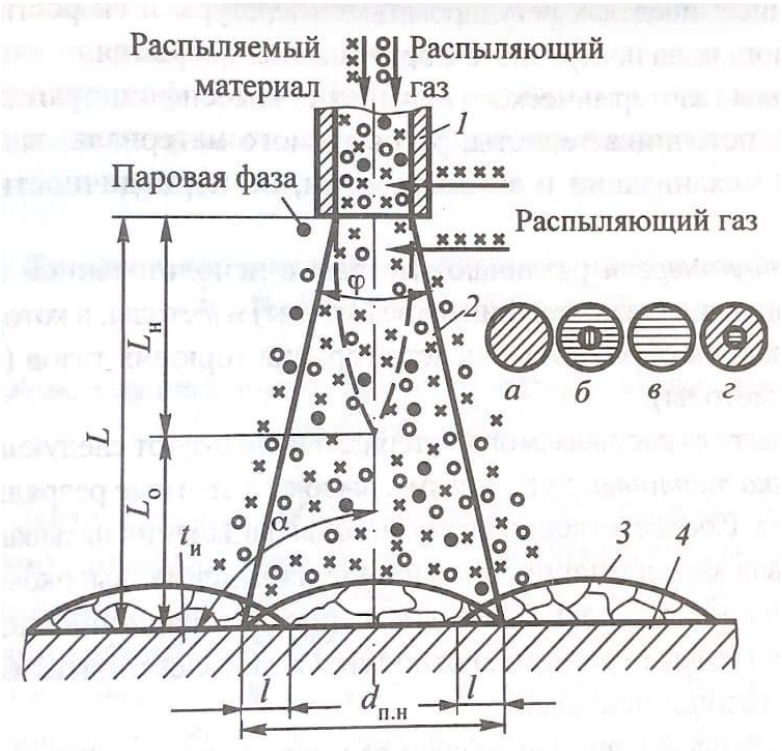


Рис. 1 – Схема процесса газотермического напыления покрытий (φ – угол расхождения потока; α – угол встречи потока с поверхностью напыления; $d_{п.н}$ – диаметр пятна напыления; $t_н$ – температура напыляемого изделия; l – перекрытие проходов; L – дистаниця напыления; $L_н$ – начальный участок; L_0 – основной участок струи): 1 – сопловая часть генератора частиц; 2 – двухфазная струя; 3 – покрытие; 4 – элемент поверхности напыления

Рассмотренные методы газотермические напыления позволяют в достаточных пределах регулировать температуры и скорости частиц, поступающих на поверхность формирования покрытия.

Плазменная струя широко используется в качестве источника нагрева, распыления и ускорения частиц при напылении покрытий. Современный уровень плазменного напыления в основном базируется на использовании дозвуковых и сверхзвуковых, турбулентных, осесиметричных, плазменных струй с широким диапазоном теплофизических свойств. На нагрев плазмообразующего газа расходуется около половины мощности,подводимой к распылителю.

Возможности плазменного напыления повышают качество покрытия путем возможности в широких пределах управлять энергетикой процесса и создавать покрытия практически из любых материалов, в том числе и из композиционных материалов, которые не могут быть получены другими методами. Плазменные покрытия обладают высокой плотностью и хорошим сцеплением с основой. Особые условия формирования покрытий имеют место при детонационном напылении покрытий. В этом методе используют специфический способ нагрева и распыления и ускорения напыляемых частиц. Источник представляет собой высокоскоростной поток газовой смеси, образующейся в результате направленного взрыва. Высокая скорость движения частиц и их разогрев при детонационном напылении обеспечивает получение покрытий высокой плотности и прочности сцепления с основой.

Детонационное напыление осуществляется в основном порошковыми способами. Подача порошка производится как осевом, так и в радиальном направлениях, для получения качественных покрытий необходимо равномерное распределение порошковых частиц по сечению ствола. Несмотря на кратковременность пребывания частиц в потоке, гравитация оказывает существенное влияние на равномерность распределения. Процесс детонационного напыления механизирован и автоматизирован. Он осуществлляется в специальном звукоизоляционном боксе. Управление процессом дистанционное, с вынесенного за пределы бокса пульта.

Наиболее высокая эффективность напыления обеспечивается при использовании для образования детонирующей смеси ацетилена, что объясняется высокими значениями теплофизических свойств газов. Применение детонационных установок улучшенной конструкции позволяет усовершенствовать метод детонационного напыления, поскольку они обеспечивают повышенную скорострельность, импульсную подачу порошка, стабилизацию давления, температуры, расхода газов. Это позволяет получать однородную, с мелкодисперсными включениями покрытия.

При ремонте ГТД используется восстановление мелкогабаритных деталей и поверхностей ДСЕ. Выбор материала определяется назначением покрытия, целью достижения специальных свойств поверхности деталей машин и оборудования, а также методом нанесения упрочняющих покрытий. В данной работе сравнивается два метода нанесения покрытия ВКНА. Основная фаза в структуре материала в ВКНА - металлид Ni_3Al (γ`- фаза). Структура материалов в покрытии отличается высокой устойчивостью к рекристаллизации в процессе их эксплуатации при повышенных температурах. Порошок ВКНА характеризуется структурной термостабильностью, жаростойкостью и износостойкостью в условиях работы деталей ГТД при 1150-1200°С.

Было проведено исследование качества нанесения покрытия ВКНА на образцах типа «Болт» (рис. 2) детонационным и плазменным методами напыления.

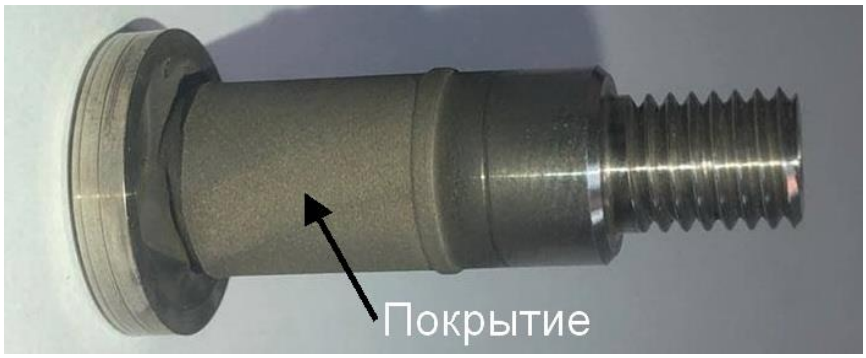


Рис. 2 – Напыленный образец с показанной зоной восстановления

Исследование проводилось на поперечном микрошлифе, вырезанном из средней части образца. Проведено металлографическое исследование структуры покрытия в оптическом микроскопе Эпиквант при увеличениях х100, х150.

При толщине нанесенного покрытия 0,281…0,320 мм, полученного плазменным методом (рис. 3) на установке ТСЗП-HF-P-1000 с равномерным распределением по толщине в пределах 0,216…0,266 мм покрытия ВКНА.

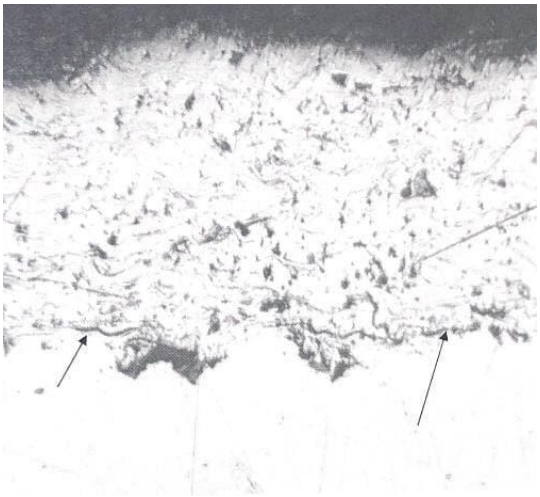


Рис. 3 – Покрытие ВКНА на детали «болт», нанесенное плазменным методом при увеличении х100. Стрелкой показано отслоение.

На образце наблюдается частичное отслоение покрытия от основы, а также трещины в покрытии, при том само покрытие без расслоений и рыхлоты. При стандартной оценки пористости покрытия ВКНА составило 2%. Как таковых дефектов не видно, однако, имеется недостаточное сцепление покрытия с основой.

При толщине покрытия 0,229…0,253 мм, полученного детонационным методом (рис. 4) на установке CCDS2000, наблюдается равномерное покрытие ВКНА, покрытие без отслоений, расслоений, рыхлоты и трещин. Сцепление покрытия ВКНА с основным материалом удовлетворительное. По стандартной оценке по эталонным образцам пористости покрытия ВКНА составило 0,5%.

Рис. 4 – Покрытие ВКНА на детали «болт», нанесенное детонационным методом при увеличении х100

Исследование микротвердости переходной зоны «покрытие-металл основы» позволяет оценить степень наклепа поверхности металла и тем самым выбрать наиболее рациональную технологию напыления (способ напыления, установка, материал, режим напыления). Проведя сравнительный анализ плазменного и детонационного методов напыления покрытия, можно сделать выводы, что равномерность покрытия достигается обоими методами, тем не менее, по качеству полученного покрытия на вращательные образцы маленького диаметра рекомендуется напылять детонационным методом. С точки зрения меньшей степени изменения свойств поверхности детали можно выбрать способ высокоскоростного газопламенного напыления.

Детонационные покрытия отличаются высокой плотностью и рекордной прочностью связи, достигающей прочности монолитного материала. Импульсный характер термического воздействия на обрабатываемую деталь при детонационном напылении исключает коробление, поводки, перегрев детали и нежелательные структурные изменения материала ДСЕ. Область использования детонационных покрытий растет, а методики и оборудование для детонационного напыления непрерывно совершенствуются, открывая новые перспективы и сферы применения данной технологии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бобров Г.В. Нанесение неорганических покрытий (теория, технология, оборудование): Учеб. Пособие для студентов вузов/ Г.В. Бобров, А.А. Ильин. – М.: Интермет Инжиринг, 2004. - 624 с. 230-231, 298-299.

2. Бартенев С.С., Федько Ю.П., Григоров А.И. Детонационные покрытия в машиностроении. – Л.: Машиностроение, Ленингр. Отд-ние, 1982. 215 с.

3. Зверев А.И., Шаривкер С.Ю., Астахов Е.А. Детонационное напыление покрытий. – Л.: Судостроение, 1979. – 232 с.

4. Клименко В.С., Борисова А.Л., Скадин В.Г. Технология детонационного напыления покрытий. – Киев: ИПМ АН УССР, 1983. – 61 с.

5. Балдаев Л.Х. Газотермическое напыление: учебное пособие/ Л.Х. Балдаев [и др.].- М.: Изд-во Старая Басманная, 2015.- 540 с.

COMPARATIVE ANALYSIS OF PLASMA AND DETONATION METHODS OF SPRAYING A WINDOW COATING

Anisimova V.
vary43791@yandex.ru
Supervisor: T. Ilinkova, Doctor of Engineering Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: Methods of DSE recovery by sputtering a VKNA coating were investigated. Based on the results of the study, the best option for the recovery of the DSE was proposed.

УДК 621

РАСЧЕТ, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Ахатов Р.М.
akhat.rail.m@mail.ru
Научный руководитель: М.С. Салина, к.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В работе рассматривается трехкулачковый клиновой патрон с гидравлическим приводом. Производится силовой расчет привода и анализ экономической эффективности использования автоматизированного приспособления. Исследуется эффективность использования автоматизированного приспособления вместо стандартного трехкулачкового патрона.

Трехкулачковый клиновой патрон с гидроприводом, предназначен для установки цилиндрических заготовок при обработке на многоцелевых станках [1]. Рассмотрим чертеж трехкулачкового клинового патрона с гидравлическим приводом (см. рис. 1).

В трехкулачковом клиновом патроне тяга привода соединяется винтом 3 с втулкой 2, имеющей три паза под углом 15°, в которые входят выступы основных кулачков 7. Пазы головки и выступы кулачков образуют клиновые пары.

При перемещении тяги с головкой в осевом направлении в радиальных пазах корпуса 6 перемещаются основные кулачки. Угол клина (15°) выбран с таким расчетом, чтобы получить эффективное увеличение тягового усилия на клине при приемлемой длине хода кулачка (5 – 8 мм) для различных размеров патронов. При увеличении угла клина происходит уменьшение передаточного отношения, а при уменьшении этого угла – уменьшение хода кулачка.

Передаточное отношение клинового механизма при угле 15° составляет 1:3,7. Однако, из-за потерь на трение, сила фактически увеличивается только в 2,6 раза.

Во втулке 2 сделано шестигранное отверстие под ключ, что позволяет легко заменять основные кулачки. Чтобы вынуть основные кулачки из корпуса патрона необходимо повернуть головку против часовой стрелки на угол 15°.

Головка 2 крепится в корпусе патрона 6 фиксатором 5 с пружиной 43. Во время замены фиксаторы 11 и пружины 44 удерживают основные кулачки от выпадения. Эти фиксаторы также облегчают сборку патрона, так как дают возможность устанавливать все три основных кулачка в нужное положение.

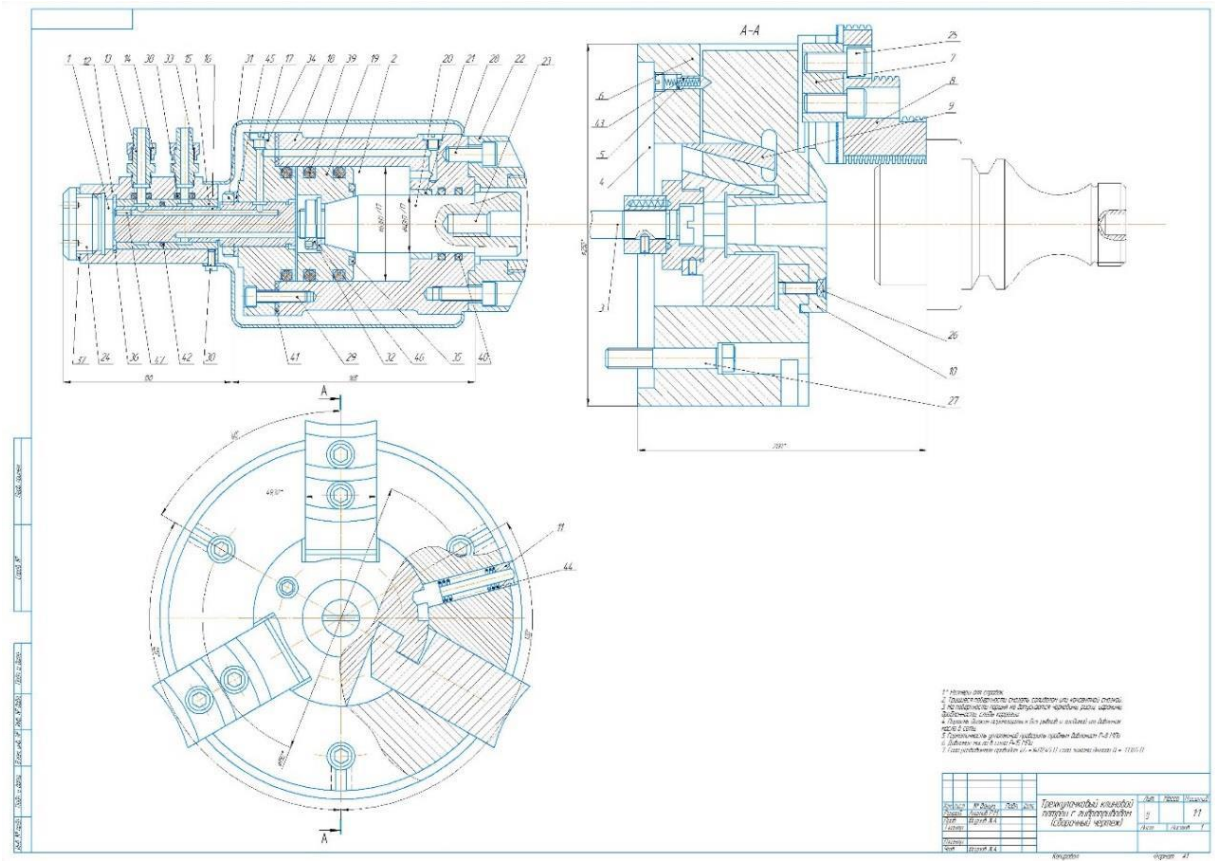


Рис. 1 Устройство приспособления

Основные кулачки заменяют при наладке патрона на новый размер обработки или при специальной наладке. Однако такая замена является относительно редкой на предприятиях, поскольку она требует нескольких комплектов главных кулачков, которые технологически очень сложны в изготовлении. Поэтому для наладки патрона на новый размер обработки в большинстве случаев перестанавливают дополнительные кулачки 8 относительно основных кулачков 7.

Преимуществом конструкции этого патрона является его жесткость, а также износостойкость, которая достигается за счет равномерно распределенного давления в местах контакта рабочих поверхностей (головки и основных кулачков) по плоскостям. Патрон широко применяют при любых условиях работы.

Для конструирования гидропривода необходимо провести силовой расчет привода.

Согласно схеме зажима детали в патроне станка (см. рис. 2) суммарная сила зажима обрабатываемой детали тремя кулачками патрона будет вычислять по формуле:

$$Q_{\text{сум}} = \frac{\text{К} \cdot \text{М}_{\text{рез}}}{f \cdot r},$$

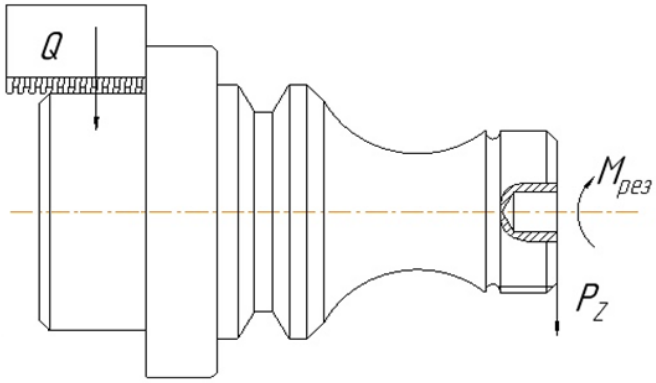


Рис. 2 Схема зажима детали

Выполнив необходимые расчеты находим необходимый диаметр гидропривода, равной 55,4 мм. Согласно ГОСТ 6540-68 «Гидроцилиндры и пневмоцилиндры. Ряды основных параметров» принимаем ближайший наибольший диаметр поршня D = 63 мм и диаметр штока гидроцилиндра d = 40 мм [2].

Проведем экономический расчет эффективности внедрения автоматизированного трехкулачкового патрона с гидравлическим приводом вместо стандартного трехкулачкового патрона [3].

Для оценки прогрессивности новой техники необходимо сравнить ее показатели роста производительности и показателями базовой техники. Предпочтение следует отдать варианту, который обеспечивает наибольший рост производительности труда и гарантирует выполнение планируемых темпов ее роста на весть срок службы машины.

Найдем производительность труда для каждого варианта техники для шести показателей количества выпущенной продукции. Результаты расчета внесем в таблицу и затем построим графики.

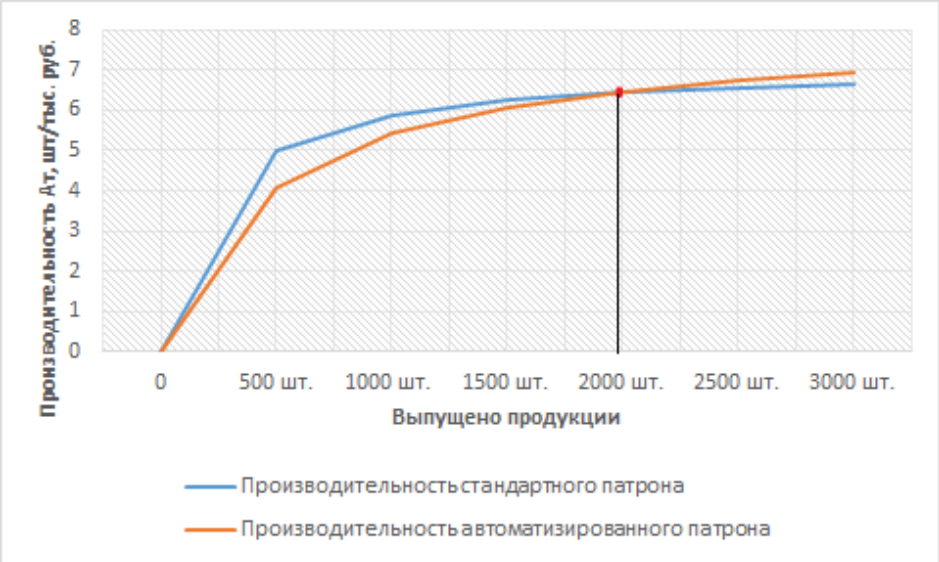


Рис. 3 Графики производительности

Согласно рис. 3 уровень производительности труда при малых сроках службы относительно невысок, поскольку на сравнительно малый объем выпущенной за это время продукции требуются значительные затраты на средства производства (единовременные затраты). С ростом сроков службы производительность труда увеличивается, так как

единовременные затраты овеществленного труда $T_П$ раскладываются в этом случае на больший объем выпущенной продукции.

На рисунке 3 видно, что производительность стандартного патрона выше при малых объемах выпущенной продукции, так как единовременные затраты на приобретение такого патрона значительно меньше, чем на приобретение автоматизированного. Но с увеличением выпуска продукции производительность труда автоматизированного патрона растет. Это связано с тем что текущие расходы автоматизированного патрона на много меньше, и при значении больше чем 1950 штук выпущенных изделий, производительность труда автоматизированного зажима становится выше, чем производительность ручного патрона.

Следовательно, если выпуск продукции составляет меньше чем 1950 штук, то выгоднее применять ручной зажим, как более дешевую, несмотря на большие эксплуатационные расходы. Если же выпуск продукции более чем 1950 штук, то имеет смысл применять автоматизированный трехкулачковый патрон с гидравлическим приводом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Г.С. Горшенин Оборудование автоматизированного производства: конспект лекций. Казань: Изд-во Казан, гос. техн. ун-та, 2008. – 154 с.

2. ГОСТ 6540-68 Гидроцилиндры и пневмоцилиндры. Ряды основных параметров. – Москва:Изд-во стандартов, 1969. – 7с.

3. Методика определения экономической эффективности внедрения новой техники, механизации и автоматизации производственных процессов в промышленности [Электронный ресурс] URL: http://www.libussr.ru/doc_ussr/usr_5750.htm

CALCULATION, DESIGN AND ANALYSIS OF ECONOMIC EFFICIENCY OF AUTOMATED DEVICE

Akhatov R.

akhat.rail.m@mail.ru

Supervisor: M.S. Salina, Candidate of Technical Sciences

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

A hydraulically driven three-jaw wedge chuck is considered. The power calculation of the drive and the analysis of the economic efficiency of using the automated device are carried out. The efficiency of using an automated device instead of a standard three-jaw chuck is investigated.

УДК 629.7.01

ПОЛУЧЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫМИ СВОЙСТВАМИ НА ОСНОВЕ ГЛИЦИДИЛОВЫХ ЭФИРОВ КИСЛОТ ФОСФОРА

Ахмадиев Х.А.

ahmadiev-hasan@mail.ru

Научный руководитель: К.А. Андрианова, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В данной работе исследован процесс отверждения эпоксидных олигомеров под действием солей редкоземельных элементов (РЗЭ). Кинетика и механизм отверждения исследованы методами дифференциальной сканирующей калориметрии. Описана перспективность использования РЗЭ-содержащих эпоксидных композиций в качестве связующих для препрегов с контролируемым процессом отверждения или маркеров для мониторинга механолюминесценции в полимерных композиционных материалах.

Композиционные материалы являются основным классом материалов, удовлетворяющих таким жестким требованиям, как обеспечение минимальной массы конструкции, высокой удельной жесткости и прочности, надежности и долговечности при работе в тяжелых условиях нагружения, в том числе при высоких температурах и в агрессивных средах. Композиционные материалы по праву считают материалами будущего, так как, обладая высокими удельными физико-механическими свойствами, позволяют получить детали с заданными свойствами и реализовать новые технические решения.

В настоящее время основными типами связующих для полимерных композиционных материалов конструкционного назначения являются эпоксидные связующие. Эпоксидные олигомеры широко применяются как высокопрочные конструкционные материалы в ракетной и космической технике, авиации, судо- и машиностроении, так и в качестве электроизоляционных и герметизирующих материалов в радиоэлектронике, приборостроении, электротехнике. Разнообразные направления процессов отверждения эпоксидных смол обусловливают высокая реакционная способность эпоксидных групп, а также наличие в эпоксидных олигомерах гидроксильных групп.

Одним из перспективных направлений в области эпоксидных полимеров является введение редкоземельных элементов в их состав. Полимерные композиционные материалы, легированные ионами редкоземельных элементов, имеют огромные перспективы в авиационной, автомобильной и других отраслях. Благодаря их высоким люминесцентным свойствам они могут использоваться в различных конструкциях и материалах в качестве датчиков напряжения, трещин и ударов, а также для визуализации распространения трещин или распределения напряжений.

В данной области относительно новым направлением является использование явления люминесценции для контроля процесса разрушения изделий из полимерных композитов. Многие кристаллические неорганические и органические вещества способны излучать искры света при механическом воздействии. Такое возбуждение может быть самым разнообразным и возникать в результате деформации, вызванной трением, давлением, раздавливанием, ударами, ультразвуком, кристаллизацией, растворением кристаллов или даже ветром. Помимо того, что в механолюминесценции основная проблема связана с чистотой материалов, эти сложности также усугубляются тем, что иногда трудно описать процесс воздействия силы/напряжения, из-за малой длительности излучения. Несмотря на это, механолюминесценция продолжает интересовать химиков-материаловедов, разрабатывающих всевозможные датчики давления, разрушения, напряжения, удара или износа [1], для проверки работоспособности таких конструкций, как механические компоненты, трубопроводы, сосуды высокого давления или дорожные мосты [2-3], а также ученых, заинтересованных в разгадывании его сложных механизмов [4-5].

При деформировании композитов или пленок, состоящих из микро- или нанокристаллического стойкого люминесцентного материала с эпоксидной смолой, до порогового давления происходит явление эластомеханолюминесценции (ЭМЛ). Интенсивность ЭМЛ обычно увеличивается линейно с приложенным давлением, но, если сила деформации остается постоянной, интенсивность уменьшается со временем экспоненциально или двухэкспоненциально в зависимости от образца и условий [6]. Таким образом, получение эпоксидных полимеров, допированных ионами редкоземельных элементов, является актуальной задачей.

Ионы редкоземельных элементов имеют низкую электроотрицательность и сильную оксофильность, что позволяет металлу координироваться с оксирановым кислородом эпоксидного кольца. Эти ионы трехвалентных металлов имеют большие ионные радиусы, и химическое окружение может изменять их координационную сферу [7]. Эти факты позволяют модифицировать структуру эпоксидной сети.

Ещё одним из перспективных направлений в области РЗЭ-содержащих эпоксиполимеров является использование солей РЗЭ для регулирования процесса

отверждения. Немаловажное значение для обработки термореактивных систем играет двойное отверждение, то есть сочетание двух различных процессов полимеризации, происходящих одновременно или последовательно в процессе отверждения, является очень выгодной технологией из-за ее универсальности и гибкости [8]. Значительным дополнительным преимуществом двойного отверждения является возможность управления последовательностью процесса отверждения, а также промежуточными и конечными сетевыми структурами и свойствами [9]. Следовательно, данный процесс отверждения может иметь потенциальное применение при многоступенчатой обработке одноразовых составов, с заданными свойствами материала для конечного применения, где материалы могут быть частично предварительно отверждены перед их хранением [9-10]. Обработка или сборка, а также конечные свойства, в зависимости от химического состава композиции, могут быть достигнуты, когда это необходимо, с использованием тепла или ультрафиолетового света для начала конечной стадии отверждения.

Таким образом, целью данной работы было исследование влияния солей ряда редкоземельных элементов на процесс отверждения эпоксидных олигомеров. В качестве эпоксидного олигомера использовали триглицидилфосфат (ТГФТ), а в качестве соли редкоземельных металлов использовали нитраты неодима ($Nd(NO_3)_3$). Смешение глицидиловых эфиров кислот фосфора с солями лантаноидов проводили в стехиометрическом соотношении. Составы готовились при комнатной температуре, при тщательном перемешивании в течение 5 минут до полной растворимости.

Процесс отверждения эпоксидных олигомеров под действием солей РЗЭ изучали методом дифференциальной сканирующей калориметрии. Термограммы получали на дифференциальном сканирующем калориметре теплового потока DSC Phoenix 204 F1 (Netzsch) в неизотермическом режиме при постоянной скорости нагрева (5 К/мин). Измерения проводились в закрытых алюминиевых тиглях в атмосфере азота, в интервале температур 25-230 ºС для каждого состава, масса навески которого составляла 7,5-7,7 мг. Согласно рекомендациям, перед измерениями была проведена калибровка прибора. Кинетику реакции отверждения анализировали с помощью программного обеспечения Netzsch Thermokinetics 3.

Проведенные эксперименты показали, что процесс отверждения эпоксидных олигомеров под действием РЗЭ представляет собой сложный и многостадийный процесс. В качестве примера на рисунке 1 приведены кривые ДСК смеси ТГФТ-$Nd(NO_3)_3$.

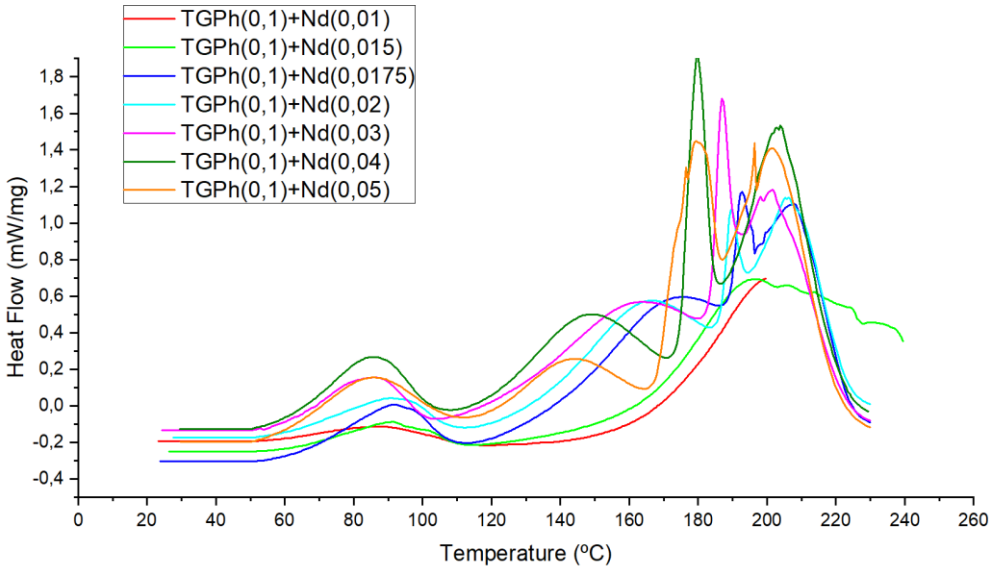


Рис.1 ДСК-термограмма смесей ТГФТ-Nd $(NO_3)_3$ с разной концентрацией соли. Скорость нагрева 5 К/мин.

На первой стадии отверждения видно, что энтальпия с увеличением концентрации возрастает, а конечная температура в таком случае уменьшается. Максимальное значение энтальпии достигается при 40% концентрации неодима в составе связующего, и при дальнейшем увеличении концентрации, энтальпия уменьшается, как показано на рисунке 2.

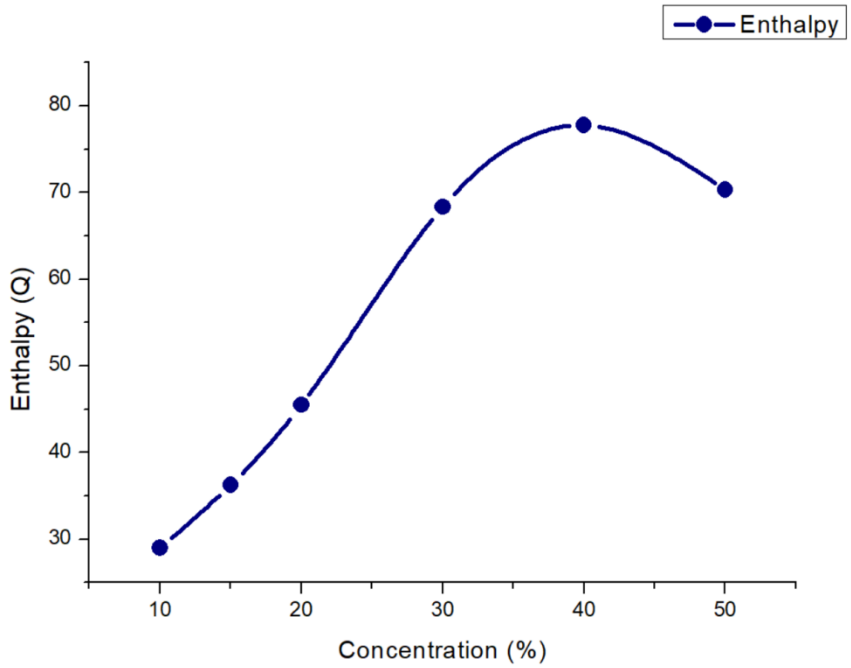


Рис.2 Зависимость энтальпии смесей ТГФТ-Nd $(NO_3)_3$ от разных концентраций при первой стадии отверждения.

На второй стадии можно четко заметить сдвиги кривых влево при возрастании концентрации, что означает уменьшение начальной и конечной температуры стадии отверждения, при этом можно также выделить незначительные изменения энтальпии. В качестве наглядного примера, на рисунке 3 представлена зависимость начальной температуры образца от процентного содержания соли редкоземельного элемента в нём при второй стадии отверждения.

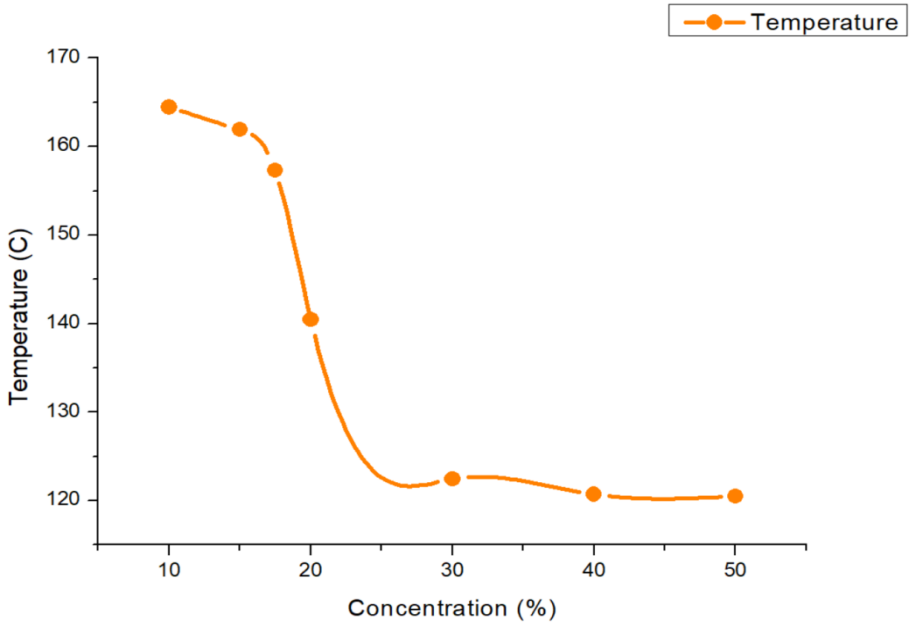


Рис.3 Зависимость начальной температуры смесей ТГФТ-Nd$(NO_3)_3$ от разных концентраций при второй стадии отверждения.

Аналогичное поведение присуще третьей и четвертой стадиям. Проводя анализ диаграмм представленных выше, можно заключить что соли РЗЭ оказывают значительное влияние на отверждение глицидилового эфира при содержании этих солей от 20% до 40% в образце.

Процесс отверждения проходит последовательным образом, хотя иногда в общем процессе отверждения может быть некоторое перекрытие между соседними стадиями процесса отверждения. Перекрытие может иметь место только при очень высоких температурах отверждения, выше 160–200 ° C, или в процессах при определенных скоростях нагрева. Также наблюдается, что при увеличении концентрации солей редкоземельных металлов в эпоксидном олигомере уменьшается время начала и конца отверждения в каждой стадии.

Таким образом, данные исследования могут быть использованы в дальнейшем, например, для создания высокостабильных препрегов с контролируемыми свойствами или для разработки составов-маркеров для мониторинга и визуализации механолюминесценции изделий из полимерных композиционных материалов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. David O. Olawale, Tarik Dickens, William G. Sullivan, Okenwa I. Okoli, John O. Sobanjo, Ben Wang. Progress in triboluminescence-based smart optical sensor system. Journal of Luminescence. 2011, Pages 1407-1418.

2. Nirupam Aich, Aditya Appalla, H. Navid B Saleh, Paul Ziehl. Triboluminescence for distributed damage assessment in cement-based materials. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 24 (2013), page(s) 1714-1721.

3. Nao Terasaki, Chao-Nan Xu, Chenshu Li, Lin Zhang, Chengzhou Li, Daisuke Ono, Masayoshi Tsubai, Yoshio Adachi, Yusuke Imai, Naohiro Ueno, Toshio Shinokawa. Visualization of active crack on bridge in use by mechanoluminescent sensor. SPIE Proc, 8348 (2012), page. 83482D-1.

4. V.K. Chandra, B.P. Chandra, Piyush Jha. Models for intrinsic and extrinsic elastico and plastico-mechanoluminescence of solids. Journal of Luminescence, 138 (2013), pages 267.

5. B.P. Chandra, V.K. Chandra, Piyush Jha. Models for intrinsic and extrinsic fracto-mechanoluminescence of solids. Journal of Luminescence, 135 (2013), pages 139.

6. V.K.Chandra, B.P.Chandra. Dynamics of the mechanoluminescence induced by elastic deformation of persistent luminescent crystals. Journal of Luminescence, 132 (2012), pages 858.

7. P. Castell, M. Galià, A. Serra, J.M. Salla, X. Ramis. Study of lanthanide triflates as new curing initiators for DGEBA. Polymer 2000, 41, pages 8465.

8. X. Ramis, X. Fernández-Francos, S. De la Flor, F. Ferrando, À. Serra. Click-based dual-curing thermosets and their applications. Thermosets 2nd Edition: Structure, Properties and Application, Elsevier (2018), pages 511.

9. Osman Konuray, Nuria Areny, José M. Morancho, Xavier Fernández-Francos, Àngels Serra, Xavier Ramis. Preparation and characterization of dual-curable off-stoichiometric amine-epoxy thermosets with latent reactivity. Polymer, 146 (2018), pages 42 – 52.

10. Alberto Belmonte, Xavier Fernández-Francos, Àngels Serra, Silvia De la Flor. Phenomenological characterization of sequential dual-curing of off-stoichiometric “thiol-epoxy” systems: Towards applicability. Materials & Design, 113 (2017), pages 116 – 127.

DEVELOPMENT OF COMPOSITE MATERIALS WITH LUMINESCENT PROPERTIES BASED ON PHOSPHORIC GLYCIDYL ETHERS

Akhmadiev Kh.

ahmadiev-hasan@mail.ru

Supervisor: K. Andrianova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this paper, the curing process of epoxy oligomers under the influence of rare earth metal salts was investigated. The kinetics and mechanism of curing were researched by differential scanning calorimetry. It is described the promise of using epoxy compositions, consisted of rare earth elements, as either binders, which can be used for prepregs with a controlled curing process or markers for monitoring mechanoluminescence in polymer composite materials.

УДК 61.61.39

THE DEVELOPMENT OF ADHESIVE FILM FOR MANUFACTURING PRODUCTS IN AVIATION INDUSTRY

Akhmatova A. A.
alyona5192@mail.ru
Supervisor: A. S. Krylova, Candidate of Pedagogic Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev - KAI, Kazan)

The article presents rheological studies of epoxy resins modified with montmorillonite, as well as the studies of the estimated compositions of epoxy film adhesives by differential scanning calorimetry in order to identify the behavior features of the studied systems at high temperatures. According to the obtained experimental data, the most optimal adhesive composition formulation in the form of a film is proposed.

At present, the technology of gluing remains the main method of creating permanent joints in the manufacture of structural elements of aircraft. Unlike other bonding methods, structural bonding is an effective and the simplest technological method of bonding, which saves weight and production costs. For manufacturing of the most loaded and critical airframe units in aviation technology, mainly film and liquid adhesives based on modified epoxy and phenol-rubber polymers are used as structural adhesives [1]. Epoxy film adhesives are widely used in aviation industry due to a number of advantages over adhesives based on other resins, and have shown their adhesive properties with many materials, which are different in their range of operating temperatures, and can easily compete with the best foreign analogies in their strength and deformation properties. Adhesive joints based on epoxy adhesives for structural purposes have a high long-term strength, vibration resistance, resistance to crack propagation, resistance to climatic factors and aggressive environments, which provide a high service life and reliability in the operation of glued structures [2].

Considering the fact, that the adhesive film modification allows us to create adhesive films with required technological and operational characteristics, it makes it wide application and makes the development of this direction quite relevant. The necessary requirements can be achieved by combining a wide variety of combinations of film adhesive components. A promising method for improving the performance properties of the adhesive is its modification with inorganic nanoparticles. Typical and most widely used nanoscale fillers are layered aluminosilicates, such as montmorillonite, hectorite, kaolin, etc. [3]. The addition of clay materials can have a great impact on the technological, mechanical and physical properties [4, 5]. Montmorillonite clays, in particular, are already known as modifiers of various systems and contribute to improving performances, and in combination with flame retardants they reduce the combustibility and increase the fire resistance of materials. In some compositions they improve adhesion, impact properties and crack resistance, and can act as catalysts and lower the curing temperature, which makes the bonding process more technological and cheaper due to the reduction of energy consumption.

Recently, the interest and volume of research on the use of clay minerals, in particular montmorillonite clays, has increased significantly. However, due to the lack of information about the influence of clay materials on film glue, as well as their wide variety, this area is practically not

studied, so the study of the properties of film adhesives modified with montmorillonite clays is relevant.

On the basis of the literature data, film adhesives must have certain properties (stickiness, elasticity) in order to ensure a uniform film layout, including the products of complex shapes. The uncured adhesive film must have a low glass transition temperature for easy handling when stored in refrigeration units. When the film is frozen during storage, it should not be embrittled.

The main technological requirements for the adhesive film are the following properties [1]:

- the composition must have a certain viscosity at room temperature, ensuring its presence in the film state;
- plasticity;
- stickiness;
- no release of toxic substances when applied to the surface and during operation;
- must be cured at a temperature as low as possible.

It is also possible to distinguish the main operational properties of adhesive films:

- creating a strong adhesive joint;
- moisture, water, thermal, fire and biostability;
- obtaining an elastic adhesive joint;
- obtaining long-lasting adhesive joints.

For the production of the base for the film glue, it was decided to choose the following materials: epoxy diane high-molecular resin of the brand D. E. R. tm 692 (Dow Chemical Comp.), epoxy low-viscosity resin of the brand D. E. R. 330 (Dow Chemical Comp.). Montmorillonite (MMT), montmorillonite with a surfactant-cetyltrimethylammonium bromide (CTMAB) with the chemical formula C19H42BrN, and montmorillonite with a surfactant – pyridinium bromide with the chemical formula C21H38BrN were selected as modifiers. In the future, we will call SURFACTANT-2 (SUR-2) and SURFACTANT-3 (SUR-3), respectively.

During the research, the dependences of the viscosity of these compositions were obtained with the use of Rheostress 6000 rotary rheometer of the company "Haake". The obtained data are given in Table 1.

Table 1

Table of viscosity values for mixtures

Substance	Viscosity, Pa*s	Substance	Viscosity, Pa*s
DER 330	1450	DER 330	1450
DER 330+MMT (1%)	1470	DER 330+MMT (2%)	3000
DER 330+MMT- SUR-2 (1%)	2000	DER 330+MMT- SUR-2 (2%)	1440
DER 330+MMT- SUR-3 (1%)	3500	DER 330+MMT- SUR-3 (2%)	750
DER 330+DER 692	5600	DER 330+DER 692	5600
DER 330+DER 692+MMT (1%)	2500	DER 330+DER 692+MMT (2%)	2550
DER 330+DER 692+MMT- SUR-32 (1%)	3800	DER 330+DER 692+MMT-SUR-2 (2%)	7000
DER 330+DER 692+MMT- SUR-3 (1%)	5400	DER 330+DER 692+MMT-SUR-3 (2%)	3000

For a more complete picture of the rheological behavior of mixed compositions, the frequency of exposure is considered as an important factor. Therefore, the next part of the measurements is devoted to the study of changes in the elastic component of the compositions depending on the frequency of exposure. The elastic modulus (accumulation modulus) G ' characterizes the accumulated strain energy in the system, and reflects the characteristics of the sample as a solid (elastic component). Further, the frequency dependences of the elastic modulus for the resulting mixtures at different temperatures were obtained. After processing the data using the Origin

program, generalized curves of the module G' were obtained using the temperature-frequency superposition method. As an example, Figure 1 shows the generalized frequency dependence of the elastic modulus G' in a range that is much wider than in the experiment for MMT SUR-2 (2%) in epoxy resins D. E. R. 330+D. E. R. 692.

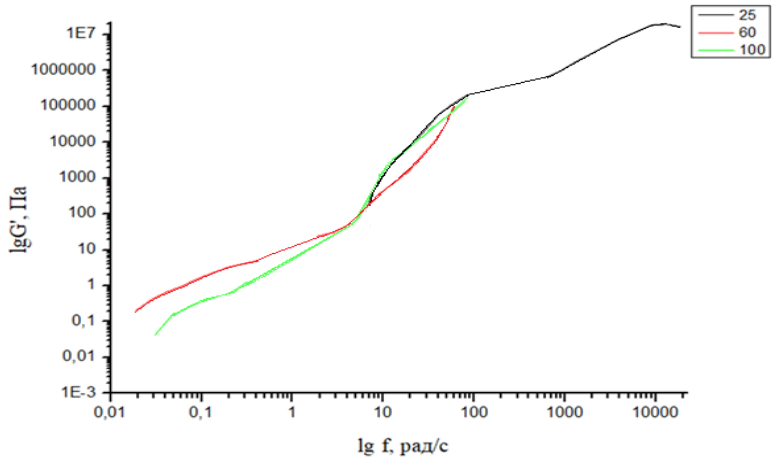


Figure 1 - Generalized frequency dependence of the elastic modulus G' for MMT SUR-2 (2%) in epoxy resins D. E. R. 330+D. E. R. 692

For the convenience of comparative analysis, the data obtained are presented in Table 2.

Table 2

Comparative table of the dependence of the elastic modulus G' on the frequency (Hz) for mixtures

Substance	Elastic modulus G' at a frequency of 0.1 Hz	Elastic modulus G' at a frequency of 1 Hz
DER 330+DER 692	0,1	1
DER 330+DER 692+MMT (1%)	0,1	0,5
DER 330+DER 692+MMT (2%)	0,2	8
DER 330+DER 692+MMT- SUR-2 (1%)	0,1	1
DER 330+DER 692+MMT- SUR-2 (2%)	1	10
DER 330+DER 692+MMT- SUR-3 (1%)	0,1	1
DER 330+DER 692+MMT- SUR-3 (2%)	0,5	9

Based on the obtained graphs and the presented histogram, it can be concluded that with increasing temperature, the elastic modulus (G') decreases, but with increasing frequency for each mixture, the elastic modulus (G') increases. This suggests that at high frequency values, there is a predominantly elastic behavior of the compositions. The elasticity of the systems increases, which contributes to a constant increase in G'. Compositions with MMT in the frequency domain under study are structured viscoelastic systems. However, it should be noted that in the second family of systems with a 1% content of modifiers does not affect or leads to a decrease in the value of the modulus of elasticity in comparison with a mixture of pure resins, and 2% content of modifiers significantly increases the modulus of elasticity of a mixture of unmodified resins D. E. R. 330+D.

E. R. 692. In comparison with the frequency dependence alone, there is still an increase in the value of this indicator.

To cure the compositions obtained on the basis of the above resins, an amine-type hardener D. E. H. 650 (Dow Chemical Comp.) was used. The resulting compositions were then studied by differential scanning calorimetry (DSC) on the DSC 204 F1 Phoenix (Netzsch, Germany) in order to identify the features of the behavior of the studied systems at high temperatures. Figure 2 shows the curing process of D. E. R. 692 (49%) + D. E. R. 330(49%) + MMT SUR-2(2%) + D. E. H. 650 and pure resins with hardener D. E. R. 692(50%) + D. E. R. 330 (50%) + D. E. H. 650.

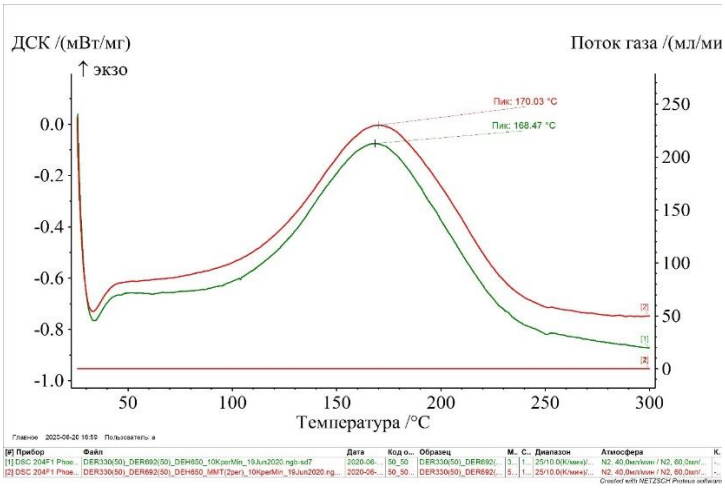


Figure 2 - DSC curves for the mixture
1 - D. E. R. 692 (50%) + D. E. R. 330 (50%) + D. E. H. 650 and mixtures
2 - D. E. R. 692 (49%) + D. E. R. 330 (49%) + MMT- SUR-2 (2%) + D. E. H. 650

Figure 2 shows that the addition of MMT- SUR-2 to the composition in an amount of 2% leads to a slight shift of the exothermic peak of curing to the high temperature region. The curing process begins at T ~ 90 °C, and the curing peak occurs at T~170°C.

The addition of modifiers can affect the glass transition temperature and, accordingly, the heat resistance of the materials under study. A composition which glass transition temperature is in the region of higher temperatures is more preferable, since the heat resistance of products based on this material increases. The glass transition temperature of the compositions was studied by differential scanning calorimetry on a TG / DSC analyzer "STA 449C Jupiter" of the company "Netzsch". The data was processed and presented in Table 3 for easy comparison.

Table 3

Glass transition temperatures of various systems

Substance	$T_{Glass.}$, °C
D.E.R.692+D.E.R.330+D.E.H.650	146
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT(1%) +D.E.H.650	149
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT(2%) +D.E.H.650	144
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT-SUR-2 (1%) +D.E.H.650	143
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT-SUR-2 (2%) +D.E.H.650	144
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT-SUR-2 (15%) +D.E.H.650	143
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT-SUR-3(1%) +D.E.H.650	151
D.E.R.692+D.E.R.330+MMT-SUR-3(2%) +D.E.H.650	150

In some cases, the introduction of a modifier leads to a certain increase in the glass transition temperature of the film glue, and in some cases vice versa. But, we can say that the glass transition temperature is almost stable and comparable to the same indicator for the system D. E. R. 692+D. E. R. 330+D. E. H. 650 without montmorillonite. There is a slight shift in the glass transition temperature to the region of both higher and lower temperatures. The highest glass transition temperature for the composition D. E. R. 692+D. E. R. 330+MMT-SUR-3 (1%) +D. E. H. 650 was T_{Glass}=151.36°C, which indicates the preference in choosing this composition for a film adhesive with good heat resistance.

When making the film, it is visually visible that it turns out to be elastic, and the stickiness allows it to stay on the surface and separate from it without losing the compositions.

Thus, based on all the conclusions from the experimental data obtained, the most optimal formulation for the adhesive composition in the form of a film was selected: D. E. R. 692+D. E. R. 330+(1-2%) MMT modified with C21H38BrN +D. E. H. 650.

REFERENCES

1. Кардашов Д.А. Полимерные материалы в народном хозяйстве. Научные основы и практика применения. Клеи и герметики. // Москва, 1978.

2. Lukina, N.F. Petrova, A.P. Muhametov, R.R. Kogtyonkov A.S. New developments in the field of adhesive aviation materials // «Aviation Mater. Technol. 2017. № S. P. 452–459

3. S.Ray, M. Okamoto. Polymer/layered silicate nanocomposites: a review from preparation to processing // Prog. Polym. Sci. 2003. Vol. 28. P. 1539–1641.

4. L.Wu, M. Wang, X. Zhang, D. Chen. Organic montmorillonite modified poly aery late nanocomposite by emulsion polymerization // Iran. Polym. 2009. Vol. 18, № 9. P. 703–712.

5. A. Bonnefond, M. Micusik, M. Paulis, J.R. Leisa, R. Teixeira. Morphology and properties of waterborne adhesives made from hybrid poly aery lic/montmoril Ionite clay colloidal dispersions showing improved tack and shear resistance // Colloid. Polym. Sci. 2013. Vol. 291. P. 167–180.

РАЗРАБОТКА КЛЕЕВОЙ ПЛЕНКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ПРИМЕНЯЕМЫХ В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Ахматова А.А.

alyona5192@mail.ru

Научный руководитель: А.С. Крылова, к.п.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань)

В данной работе представлены реологические исследования эпоксидных смол, модифицированных монтмориллонитом, а также исследование предполагаемых составов эпоксидных пленочных клеев методом дифференциальной сканирующей калориметрии с целью выявления особенностей поведения изучаемых систем при высоких температурах. По полученным экпериментальным данным предлагается наиболее оптимальная рецептура для клеевого состава в виде пленки.

УДК 62-03

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КЕРАМИЧЕСКИХ ФИЛЬТРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ЛИТЬЯ

Ахметзянова Л.Х.
landysh-1998@mail.ru
Научный руководитель: Ф.Н. Куртаева, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: проанализированы виды брака и их количественные показатели за несколько лет, определена одна из основных причин брака лопаток ГТД. Предложены пути усовершенствования качества литых лопаток за счет использования пенокерамического фильтра, устанавливаемого в воронку литниково-питающей системы. Изучены материалы и конструкции керамических фильтров.

Лопатки газотурбинного двигателя являются основными элементами современных авиационных и промышленных двигателей, которые определяют ресурс и надежность их эксплуатации в условиях действия агрессивной газовой среды, температуры, влажности, жидких частиц, пыли, песка. Качество изготовленных лопаток в решающей степени определяет надёжность и безотказность работы газотурбинных двигателей.

В рабочих лопатках ГТД возможные следующие виды поверхностых дефектов: незаливы, спаи, корольки, холодные и горячие трещины, оксидные плены, засор и так др.

В исследовании рассматривались виды брака, не зависящие от способа кристаллизации, поэтому сравнивались данные за 8 лет (2013-2020 гг.) по лопаткам направленной кристаллизации из сплава ВЖЛ12Э-ВИ, выплавляемые на установке ПМП-2 («бестигельное» литье) и лопаткам равноосной кристаллизации из сплава ЖС6У-ВИ, выплавляемые на УППФ-3М (тигельное литье). Установлено, что наибольшее количество выявленных дефектов в литых заготовках, независимо от применяемого оборудования, приходятся на «сор».

Анализ показал, что все виды брака (геометрия, корольки, брак модель, откол, оксидные плены, пробой формы, трещины, рыхлота), кроме засора встречаются у обеих лопаток в небольших объемах (примерно 1% от всего брака). К тому же, эти браковочные признаки что у лопатки из сплава ВЖЛ12Э-ВИ, что у лопатки из ЖС6У-ВИ встречаются в одинаковых количествах. Брак по засору, в свою очередь составляет 19% от всего брака у лопатки из сплава ВЖЛ12Э-ВИ и 25% у лопатки из сплава ЖС6У-ВИ. Делаем вывод, что особое внимание необходимо уделить засору. Стоит отметить, что на засор влияет технология литья лопатки, а именно оборудование, используемое для выплавки изделия.

Причиной образования засоров является следующее [1]:

1. Попадание формовочных материалов в полость формы через трещины в оболочке или продуктов растрескивания.
2. Поломка или выкрашивание перед заливкой и при заливке части оболочки формы, выполняющей литниковую воронку (верхний тонкий, хрупкий край).
3. Попадание в полость оболочки формовочного песка при формовке в опорный наполнитель, прокаливании, заливке и транспортировании форм.
4. Смывание струей металла керамических заусенцев в оболочке формы, образовавшихся в результате попадания суспензии в зазор между моделями стояка и питателя при небрежной пайке, либо между звеньями моделей при неплотном их соединении.
5. Загрязненность модельного состава неметаллическими включениями, песком.
6. Попадание футеровочных материалов печи и ковша в форму.

Печь УППФ-3М, которая применяется для выплавки лопатки с равноосной структурой, в своей конструкции имеет тигель, именно он является источником засора. Следовательно, необходимо усовершенствовать применяемое оборудование, а именно, исключить тигель. Такая работа была проведена на территории завода АО «КМПО» Кругловым Е. П. и Снадиной А. А [2].

Нами предлагается дополнительный способ уменьшения брака по сору - рафинирование сплава на стадии плавления. Для этого необходимо использовать пенокерамические фильтры (рисунок 1), которые позволят предварительно очистить выплавляемый сплав.

Рисунок 1 – Керамическая форма с установленным пенокерамическим фильтром

Для внутриформенной фильтрационной очистки применяются различные типы фильтров [5]:

-сетчатые стекловолоконные;

- прямоточные, в виде керамических пластин со сквозными отверстиями;

В этих фильтрах осуществляется механическое отделение крупных неметаллических включений. Они используются для очистки алюминиевых и чугунных расплавов.

- зернистые, в виде зерен различных огнеупорных материалов, расположенных между двумя керамическими пластинами;

- открытоячеистые пенокерамические (рисунок 2).

В этих фильтрах осуществляется как механическое отделение крупных неметаллических включений, так и адгезионная очистка тонкодисперсных неметаллических включений. Применяются такие фильтры для сплавов с более высокой температурой плавления.

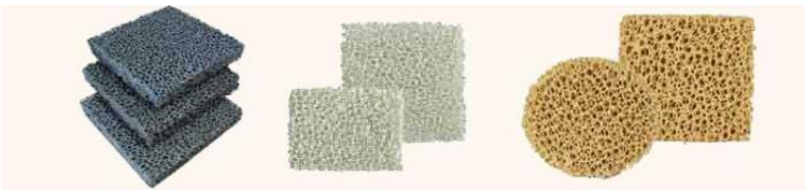


Рисунок 2 – Пенокерамические фильтры (ПКФ)

Пенокерамические фильтры превосходят другие фильтры по следующим свойствам:

– способность задерживать более мелкие включения;

– уменьшение скорости течения металла и образование ламинарного потока, что исключает эрозию формы;

– более высокая стойкость к термодинамическому удару при заливке и т.д.

Использование пенокерамических фильтров позволяет добиться таких преимуществ, как:

- уменьшение брака по включениям - более чем на 50%;
- сокращение времени на механическую обработку - более чем на 30%;
- повышение механических свойств изделий - более чем на 10%;
- увеличение выхода годного - более чем на 10%.

Среди всех видов фильтров, применяемых в процессе очитки расплава от неметаллических загрязнений наибольшую эффективность нашли пенокерамические фильтры. Состав пенокерамического фильтра, применяемого для литья жаропрочных никелевых сплавов состоит из глинозема и двуокиси циркония $ZrO_2 + Al_2O_3$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Патент № 2411106 Российская Федерация, МПК B22D 27/04 (2006.01). Способ получения отливок с направленной структурой : № 2008137419/02 : заявл. 18.09.2008 : опубл. 10.02.2011 / Калюкин Ю.Н., Соколова С.М., Тимофеев А.В. ; патентообладатель ОАО "Научно-производственное объединение "Сатурн". – 9 с. : ил.

2. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия). – М.: МИСиС, 2001. 632 с.

3. Елисеев Ю. С., Бойцов А. Г., Крымов В. В., Хворостухин Л. А. Технология производства авиационных газотурбинных двигателей / Ю. С. Елисеев и др. – М.: Машиностроение, 2003. 512 с., ил.

4. Круглов Е.П., Галимов Э.Р., Беляев А.В., Круглов К.Е., Сироткина Л.В. Бестигельное литьё лопаток турбины на установках полунепрерывного подогрева формы // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – Казань, 2019. – Т. 75, № 4. – С. 65-67.

5. Дубровин В.К. Повышение качества отливок из жаропрочных сплавов путем фильтрационной очистки // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Металлургия. 2008. № 4 (124). С. 55-59.

6. Тэн Э. Б. Рафинирование металлических расплавов фильтрованием / Э. Б. Тэн // Черная металлургия. – 1991. – № 3. – С. 63-65.

THE USE OF CERAMIC FILTERS TO IMPROVE THE QUALITY OF CASTING

Akhmetzyanova L.

landysh-1998@mail.ru

Supervisor: F. Kurtaeva, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: the types of marriage and their quantitative indicators for several years are analyzed, one of the main reasons for the marriage of the blades of the GTD is determined. The ways of improving the quality of cast blades through the use of a foam ceramic filter installed in the funnel of the gate-feeding system are proposed. Materials and designs of ceramic filters have been studied.

УДК 62-03

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ЛИТЬЯ ЛОПАТОК ГТД ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ

Ахметзянова Л.Х.
landysh-1998@mail.ru
Научный руководитель: Ф.Н. Куртаева, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: в данной работе были изучены литейные дефекты рабочих лопаток из жаропрочных никелевых сплавов, полученные тигельной и «бестигельной» технологией. На основании анализа данных результатов контроля качества этих лопаток за 8 лет, выявлен массовый вид брака лопаток ГТД в виде засора. Предложены пути повышения качества литья лопаток: изменение типового технологического процесса литья по выплавляемым моделям лопаток с равноосной структурой, с помощью применения «бестигельной» технологии литья на установке УППФ-3М, для чего необходимо изменить узел компоновки печи.

В ходе исследования проанализированы типовой технологический процесс и оборудование для литья лопаток ГТД. Лопатки из жаропрочных никелевых сплавов ВЖЛ12Э-ВИ и ЖС6У-ВИ отливаются на следующих вакуумно-плавильных установках: лопатки из сплава ВЖЛ12Э-ВИ с направленной структурой отливается в проходных методических печах марки ПМП-2, лопатки из ЖС6У-ВИ с равноосной структурой – на установке полунепрерывного подогрева форм марки УППФ-3М, конструкция которой предполагает наличие плавильного тигля (рисунок 1).

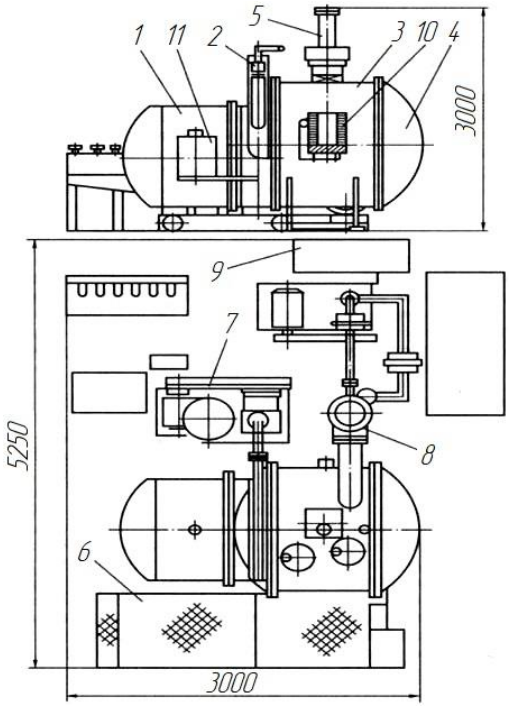


Рисунок 1 – Установка полунепрерывного подогрева форм УППФ-3М

1 – блок шлюзовой камеры, 2 – затвор, 3 – блок плавильной камеры, 4 – плавильная камера, 5 – блок загрузки шихты, 6 – блок электропитания, 7 – форвакуумный насос, 8 – бустерный насос, 9 – блок силового электропитания, 10 – индуктор и 11 – печь подогрева форм

Для того, чтобы предложить способ повышения качества литых лопаток, мною проанализированы данные по количеству и виду брака в рабочих лопатках из этих сплавов, выплавляемых с 2013 по 2020 годы.

Результаты анализа данных показали, что у рабочей лопатки из сплава ВЖЛ12Э-ВИ, имеющей направленную кристаллизацию, массовым видом брака является загрязнение изделия неметаллическими включениями. Таким образом, часто и в большем количестве (в среднем 19% от всего брака) встречающимся видом брака в этих лопатках является засор. Остальные виды брака (геометрия, корольки, брак модель, откол, оксидные плены, пробой формы, трещины, рыхлота) составляют лишь около 1%.

На представленных графиках (рисунок 2) для лопаток с равноосной структурой из сплава ЖС6У-ВИ видно, что также преобладает такой вид брака, как засор, он в среднем составляет 25% от числа всего брака. Остальные виды брака составляют лишь около 1-2%.

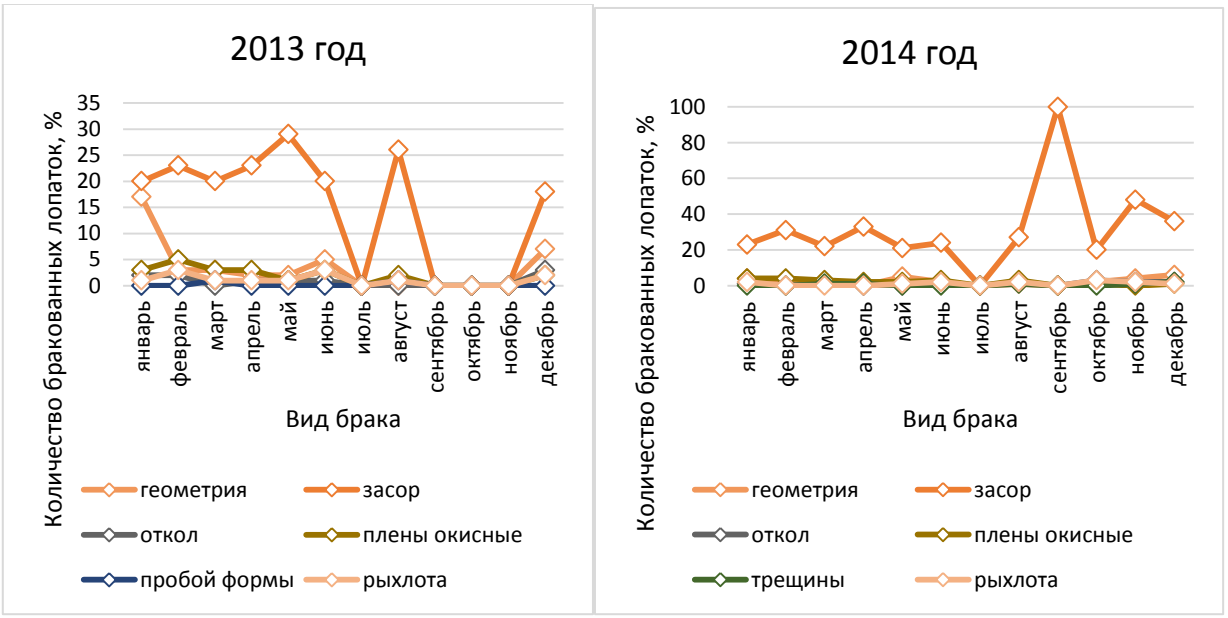


Рисунок 2 – Данные по браку за 2013 и 2014 годы

Далее был проведен сравнительный анализ лопаток, полученных тигельным (лопатка из ЖС6У-ВИ) и «бестигельным» (лопатка из ВЖЛ12Э-ВИ) способами (рисунок 3).

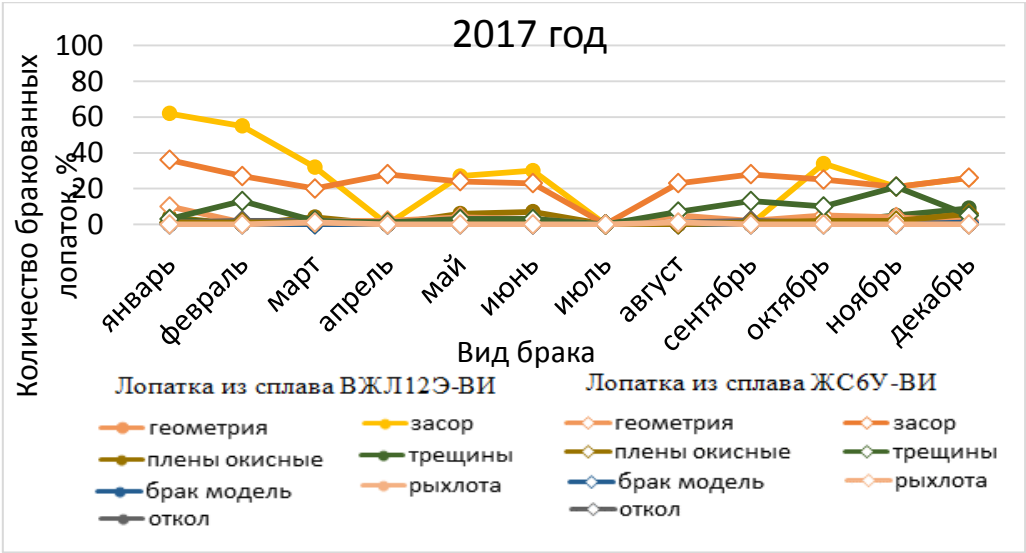


Рисунок 2 – Сравнение браковочных признаков у различных лопаток за 2017 год

Согласно приведенному графику (аналогичному другим по годам выпуска), видно, что «бестигельное» литье позволяет получать лопатки, имеющие меньший процент брака по засору, нежели лопатки, полученные тигельным способом. Засор – открытые раковины одиночные, или групповые на поверхности отливки (рисунок 1).

Рисунок 3 – дефект «засор»

Причины возникновения засора - наличие в литейной форме посторонних частиц керамики, попадание в литейную форму частиц керамики при заливке и смывание струей металла тонких заусенцев из облицовочного слоя формы

Наличие плавильного тигля во многом определяет засоряемость металла неметаллическими включениями, что приводит к нестабильности свойств сплава, снижению их уровня и, в конечном счете, уменьшению ресурса и надежности лопаток [1]. В ранее опубликованных работах Круглова Е.П. предлагалось для повышения качества поверхности отливок использовать «бестигельную» технологию [3]. Проведенные исследования показали актуальность внесения изменений в типовой технологический процесс. Для того, чтобы реализовать данное предложение в случае изготовления лопаток с равноосной структурой необходимо внести конструктивные изменения в узел компоновки печи УППФ-3М.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия). – М.: МИСиС, 2001. 632 с.

2. Елисеев Ю. С., Бойцов А. Г., Крымов В. В., Хворостухин Л. А. Технология производства авиационных газотурбинных двигателей / Ю. С. Елисеев и др. – М.: Машиностроение, 2003. 512 с., ил.

3. Круглов Е.П., Галимов Э.Р., Беляев А.В., Круглов К.Е., Сироткина Л.В. Бестигельное литьё лопаток турбины на установках полунепрерывного подогрева формы // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – Казань, 2019. – Т. 75, № 4. – С. 65-67.

4. Снадина А.А. Безтигельное литье металла в печах «УППФ» // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых) : тексты докладов участников Международной молодёжной научной конференции, в 6 т. – Казань : КНИТУ-КАИ им. Туполева, 2019. – С. 333-337.

IMPROVING THE QUALITY OF CASTING OF GAS TURBINE ENGINE BLADES FROM HEAT-RESISTANT ALLOYS

Akhmetzyanova L.

landysh-1998@mail.ru

Supervisor: F. Kurtaeva, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: in this paper, casting defects of working blades made of heat-resistant nickel alloys obtained by crucible and "non-crucible" technology were studied. Based on the analysis of the data of the quality control results of these blades for 8 years, a massive type of defect of the GTD blades

in the form of a blockage was revealed. The ways of improving the quality of casting blades are proposed: changing the typical technological process of casting according to the smelted models of blades with an equiaxed structure, using the use of "bestigel" casting technology at the UPF-ZM installation, for which it is necessary to change the furnace layout unit.

УДК 67.017

ВЛИЯНИЕ НАНОМОДИФИКАТОРОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УФ-ОТВЕРЖДЕННЫХ СВЯЗУЮЩИХ

Блинова А.Г.
nastya99mf@yandex.ru
Научный руководитель: К.А. Андрианова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Исследована возможность модифицирования УФ-отверждаемых промышленных смол, разработаны методики введения наномодификаторов в УФ-отверждаемые смолы. В качестве модификаторов использовались оксид графена и монтмориллонит. Для сравнительного анализа механических и теплофизических свойств проводили динамический механический анализ образцов. Исследовали процессы отверждения с помощью дифференциальной сканирующей калориметрии с фото-приставкой. Показано, что введение наноразмерных наполнителей позволяет повысить физико-механические свойства УФ-отверждаемых связующих.

В современной производственной практике начинается активное использование фотоотверждаемых составов, которые обладают значительными преимуществами над смолами традиционного термического отверждения. УФ-отверждение происходит в диапазоне нескольких секунд или минут при комнатной температуре, что в разы снижает время производственного цикла и увеличивает энергоэффективность [1]. Принцип отверждения основан на способности УФ-лучей инициировать реакцию полимеризации. Для успешного протекания реакции, в состав связующего добавляют различные фотоинициаторы, которые при воздействии УФ-излучения способны распадаться на свободные радикалы или активные ионы в зависимости от типа механизма отверждения и связываться с мономерами или олигомерами, образуя сетчатую структуру [2]. Ранее в исследованиях уже была показана перспектива использования УФ-отверждаемых связующих при изготовлении малонагруженных авиационных конструкций [3]. Однако недостатком УФ-отверждаемых связующих остаются низкие механические и теплофизические свойства после отверждения.

Для устранения данного недостатка и выведения УФ-отверждаемых смол на конкурентно-способный рынок можно использовать включение различных наномодификаторов в полимерные связующие и покрытия. Для модификации смол используются различные нанонаполнители. Например, монтмориллонит, углеродные нанотрубки, графен, оксид графена (ОГ), нанолисты нитрида бора, астралены [4]. Для нашей работы в качестве наномодификаторов были выбраны оксид графена, так как он намного дешевле своих углеродных конкурентов и не уступает им в механических свойствах, и монтмориллонит, он в отличие от углеродных наномодификаторов не пигментирует смолы, что позволяет его использовать в широком диапазоне концентраций. Анализ литературы позволяет сформулировать следующие требования к наномодифицированным связующим для композиционных материалов. При добавлении наночастиц в УФ-отверждаемые связующие необходимо учитывать их процентное содержание, чтобы не снижать

оптическую прозрачность композита. Также наномодификаторы не должны препятствовать прохождению УФ-излучения, чтобы не снижать скорость реакции и конечную конверсию. Для получения лучших механических и термических свойств внедряемые частицы должны быть диспергированы в композите до наноуровня с помощью определенных методик. Наночастицы не должны химически реагировать со связующими, но должны создавать прочные физические связи [5].

Целью данной работы является повышение теплофизических и механических свойств промышленно-выпускаемых связующих УФ-отверждения путем их наномодификации.

В качестве УФ-отверждаемых смол выбран ряд эпокси-акриловых смол. В качестве нанонаполнителей использовались оксид графена и монтмориллонит.

Процесс УФ-отверждения исследовали с помощью дифференциального сканирующего калориметра с фото-приставкой Photo-DSC 204 F1 Phoenix. Испытания проводились при температуре 30℃ с длиной волны 400-500 нм, мощность излучения 1 Вт/см^2, время экспозиции – 300 с. Модуль упругости и температуру стеклования отвержденных образцов определяли методом динамического механического анализа DMA Q800. Испытания проводили на растяжение и на одноплечевой изгиб в интервале температур от 24 до 150 ℃ с предварительной нагрузкой 0,01Н, в режиме постоянной деформации с частотой 1Гц, $\varepsilon = 0{,}1\%$. Отверждение образцов производилось с помощью ультрафиолетового светодиодного облучателя UVI-Led (УФСО UVI-Led). Образцы заливали в силиконовую форму. Отверждение проводили в течение 8 минут с частотой 200 Гц, мощностью 100%.

Для введения монтмориллонита в смолу использовали следующую методику. Наполнитель тщательно растирали в ступке с небольшим количеством смолы до получения однородной массы. Затем в полученную высокодиспергированную смесь постепенно добавляли смолу небольшими порциями, тщательно перемешивая. Таким образом, добивались расслаивания частиц монтмориллонита в смоле практически до наноуровня. Оксид графена вводили в смолу двумя способами: сначала смесь смолы и оксида графена перемешивали с помощью магнитной мешалки в течение 8 часов. Однако такой способ не позволил добиться хорошего диспергирования. Для лучшего диспергирования оксид графена вводили в составе моноглицидила в концентрации 2% и перемешивали.

С помощью фото-ДСК исследовали процесс отверждения УФ-отверждаемых смол, наномодифицированных монтмориллонитом и оксидом графена в различных концентрациях. Ниже приведены графики процесса фотополимеризации для эпокси-акриловой смолы с содержанием монтмориллонита в количестве 0%, 1% и 3%, с содержанием оксида графена в количестве 0%, 0,02% и 0,1%.

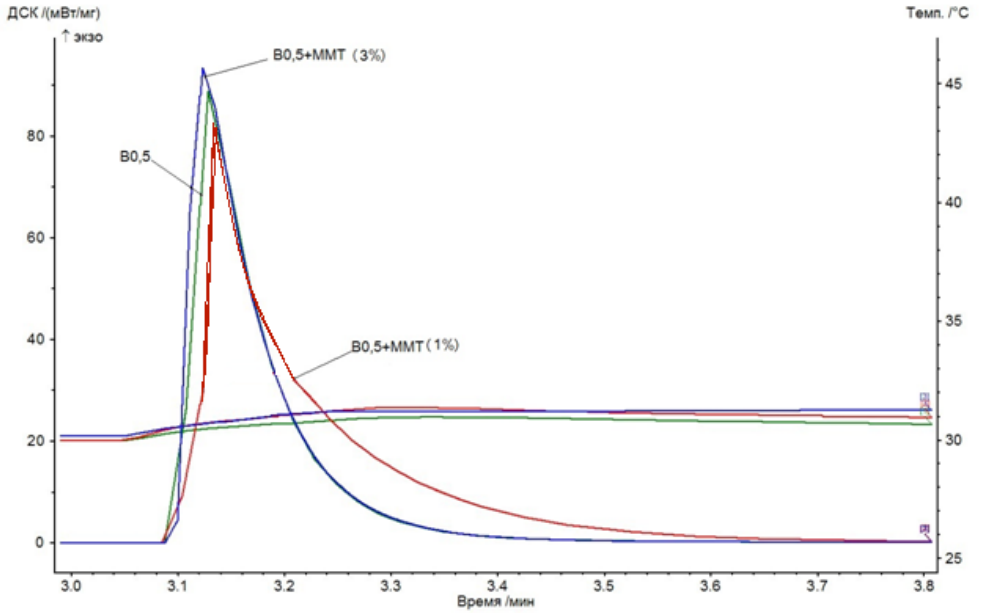


Рисунок 1 – Процесс отверждения эпокси-акриловой смолы, модифицированной монтмориллонитом в концентрациях 0%, 1%, 3%

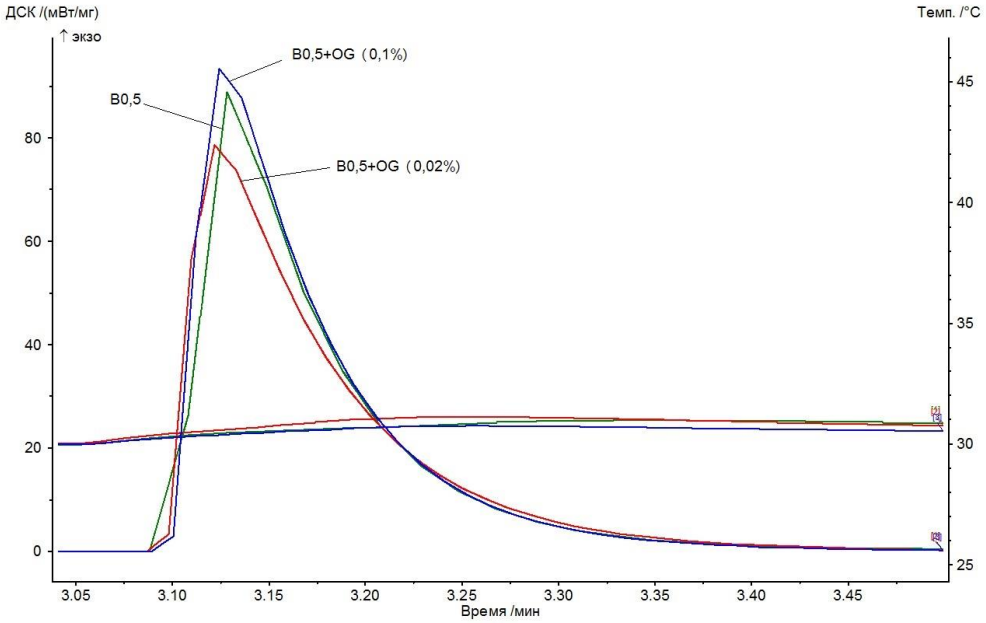


Рисунок 2 – Процесс отверждения эпокси-акриловой смолы, модифицированной оксидом графена в концентрациях 0%, 0,02%, 0,1%.

По графикам были рассчитана энтальпии реакции путем интегрирования площади образованной фигуры. Определены время реакции и рассчитаны скорости реакции.

Ниже приведена таблица 1 с результатами анализа процесса фотоотверждения.

Таблица 1

Данные анализа фото-ДСК ненаполненной и наномодифицированной эпокси-акриловой УФ-отверждаемой смолы

Состав связующего	Максимальная скорость теплового потока, Вт/г	Максимум пика, мин	ΔH, Дж/г
Смола без наполнителя	88	3,1	428,5
Смола+ ММТ 1%	83	3,1	434,5
Смола +ММТ 3%	95	3,1	453,9
Смола +ОГ 0,02%	79	3,1	417,5
Смола +ОГ 0,1%	94	3,1	447,3

Из полученных данных можно сделать вывод, что в случае с ненаполненной смолой и с наномодифицированными составами энтальпия, время пика и скорость реакции остаются примерно одинаковыми. Таким образом, включение монтмориллонита и оксида графена в состав связующего не замедляет скорость реакции отверждения и не препятствует процессу отверждения.

Методом ДМА получены значения модуля упругости и температуры стеклования для отвержденной эпокси-акриловой смолы, наномодифицированной монтмориллонитом и оксидом графена в разных концентрациях. На рисунке 3 для сравнительного анализа приведены данные ДМА образцов на основе немодифицированной эпокси-акриловой смолы и модифицированной монтмориллонитом.

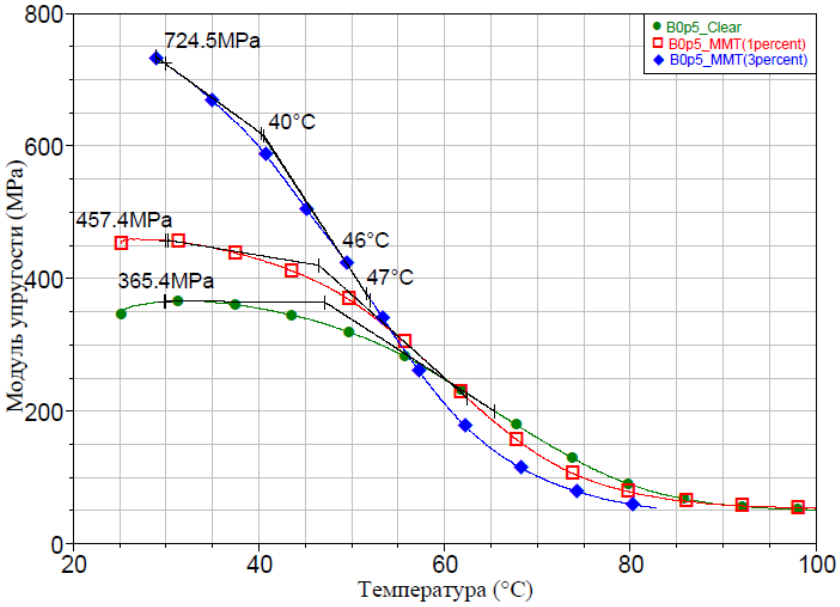


Рисунок 3– Графики ДМА для образцов на основе эпокси-акриловой смолы: ненаполненной и модифицированной монтмориллонитом (1%, 3%)

На рисунке 4 для сравнительного анализа приведены данные ДМА для ненаполненной и модифицированной оксидом графена УФ-отверждаемых эпокси-акриловых смолы.

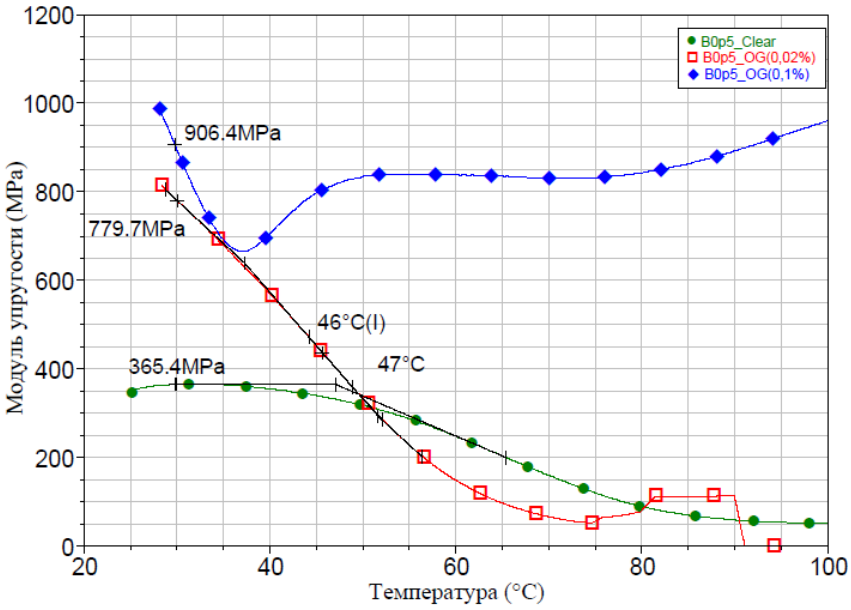


Рисунок 4 – Графики ДМА для наномодифицированых оксидом графена (0%, 0,02%, 0,1%) УФ-отверждаемых эпокси-акриловых смол

В таблице 2 приведены значения модулей упругости и температуры стеклования для ненаполненного и наномодифицированных образцов.

Таблица 2

Данные ДМА ненаполненного и наномодифицированных образцов

Состав образца	Модуль упругости при 30°С, E (МПа)	Температура стеклования, T (°С)
Смола без наполнителя	365,4	47
Смола + ММТ 1%	457,4	46
Смола + ММТ 3%	724,5	40
Смола + ОГ 0,02%	779,7	46
Смола + ОГ 0,1%	906,4	>135

Из полученных данных видно, что введение оксида графена приводит к значительному увеличению модуля упругости полимера на основе УФ-смолы. Введение оксида графена концентрацией до 0,1% повышает модуль упругости при 30°С от 365,4 до 906,4 МПа. Такое сильное возрастание модуля упругости может быть объяснено наличием жестких слоистых наночастиц оксида графена. Кроме того, по рисунку 4 видно, что у образцов с наночастицами ОГ при повышении температуры во время эксперимента происходит увеличение модуля упругости. Рост модуля объясняется тем, что под действием оксида графена происходит термическое досшивание. Таким образом, оксид графена ускоряет процесс доотверждения. Для образца с содержанием оксида графена 0,1 % температура стеклования выше 135°С. По рисунку 3 видно, что у наномодифицированных монтмориллонитом образцов с повышением концентрации модуль упругости становится больше, чем у ненаполненной смолы, следовательно, введение монтмориллонита повышает жесткость изготавливаемых образцов. Введение монтмориллонита концентрацией 3% повышает модуль упругости при 30°С от 365,4 до 724,5 МПа. Однако можно заметить, что у наномодифицированных образцов температура стеклования становится меньше, чем у ненаполненного состава.

В результате выполнения исследований были подобраны оптимальные методики введения монтмориллонита в УФ-отверждаемые смолы, позволяющие добиваться максимального диспергирования наполнителя до наноуровня. Исследовали процессы

отверждения с помощью дифференциальной сканирующей калориметрии с фото-приставкой. Результаты показали, что введение монтмориллонита и оксида графена в определенных концентрациях не препятствуют процессу фотоотверждения и не замедляют скорость реакции. В ходе дальнейших исследований для создания образцов были определены оптимальные параметры фотоотверждения: время облучения – 8 минут, частота – 200Гц, мощность – 100%, длина волны 390-410 нм. Подтверждена возможность улучшения механических характеристик УФ-отверждаемых смол путем диспергирования в них наночастиц.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. A. Endruweit, M.S. Johnson, A.C. Long. Curing of composite components by ultraviolet radiation: A review // Polymer composites. - 2006. – Volume 27, Issue 2. - P. 119-128.

2. Бабкин О.Э. Полимерные покрытия УФ-отверждения. - Учебное пособие. - СанктПетербург, СПбГУКиТ, 2012. - 47с.

3. Ковалев В.В., Курмашева Л.Р., Андрианова К.А. Исследование возможности применения УФ-отверждаемых связующих в трансферных методах формования авиационных конструкций // Вестник КГТУ им.А.Н.Туполева. – 2019, №3. – С.51-55.

4. M.Martin-Gallegoa, R.Verdejoa, M.A.Lopez-Manchadoa, M.Sangermano. Epoxy-Graphene UV-cured nanocomposites // Polymer. - 2011. - Volume 52, Issue 21. - P. 4664-4669.

5. S. Bastani, M. K. Darani. Carbon Nanotube-Based UV-Curable Nanocomposite Coatings // Mohamed Berber. Carbon Nanotubes Current Progress of their Polymer Composites . - Tehran: BoD – Books on Demand, 2016. - C. 275-296.

INFLUENCE OF NANOMODIFIERS ON MECHANICAL AND THERMAL CHARACTERISTICS OF UV-CURED BINDERS

Blinova A.

nastya99mf@yandex.ru

Supervisor: K. Andrianova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The possibility of modifying UV-curable industrial resins has been investigated, and methods for introducing nanomodifiers into UV-curable resins have been developed. Graphene oxide and montmorillonite were used as modifiers. For comparative analysis of mechanical and thermal properties, dynamic mechanical analysis of the samples was carried out. The curing processes were investigated using differential scanning calorimetry with a photo attachment. It is shown that the introduction of nanosized fillers makes it possible to increase the physicomechanical properties of UV-curable binders.

УДК 629.018

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИЙ В БЕСПИЛОТНЫХ АВТОМОБИЛЯХ

Бровкин М.Н.

maximka1120.brovkin@gmail.com

Научный руководитель: А.Ш. Айзатуллова, к.ист.н., доцент

(Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, г. Ульяновск)

На основании полученных данных было выявлено, что с начала 20 века технологии в автономном транспорте стали стремительно развиваться. Многие международные автогиганты и IT-корпорации уже успели презентовать миру прототипы беспилотных

машин, а законодательство некоторых стран уже собирается внедрять беспилотники на общественные дороги. В статье уделяется внимание двум перспективным компаниям, таким как Яндекс и Tesla и описываются их технологии и дальнейшие пути развития.

Преимущества автоматизации

- Безопасность

Преимущества безопасности автоматизированных транспортных средств имеют важное значение. Примерно 94% серьезных аварий происходят из-за человеческой ошибки. Автоматизированные транспортные средства имеют потенциал для устранения человеческой ошибки, что поможет защитить водителей и пассажиров, а также велосипедистов и пешеходов. Также в обычных условиях вождения, езда на беспилотнике почти в 9 раз безопаснее, чем на машинах, которыми управляет человек. За 2019 год зарегистрирована только лишь одна авария на 6 984 000 км пробега с участием автопилота. А вот средний показатель для автомобилей, управляемых людьми — одна авария на каждые 805 000 км.

- Экономические и социальные выгоды

Автоматизированные транспортные средства могут принести дополнительные экономические и социальные выгоды. Исследования показали, что на автокатастрофы расходуется очень много денег. Устранение подавляющего большинства автомобильных аварий может свести на нет эти затраты.

- Эффективность и удобство

Дороги, заполненные автоматизированными транспортными средствами, также могли бы сотрудничать для сглаживания транспортного потока и уменьшения заторов на дорогах. Люди тратят достаточно большое количество времени, находясь в пробке. С автоматизированными транспортными средствами время и деньги, потраченные на дорогу, можно было бы использовать лучше.

Беспилотник от Tesla

Tesla - одна из нескольких компаний, стремящихся разработать полную технологию самостоятельного вождения не только чтобы освободить частных водителей на дорогах, но и сделать автономные транспортные средства вариантом для коммерческих парков и извлечь выгоду из потенциального дохода от лицензирования для других производителей.

У беспилотника 8 камер объемного обзора, которые предоставляют обзор в 360 градусов вокруг автомобиля на дистанции до 250 метров. 12 обновленных ультразвуковых датчиков дополняют это видение, позволяя обнаруживать как твердые, так и мягкие объекты. Направленный вперед радар с улучшенной обработкой предоставляет дополнительные данные о мире на избыточной длине волны, которая способна видеть сквозь сильный дождь, туман, пыль и даже автомобиль спереди.

Все новые автомобили Tesla имеют оборудование, необходимое в будущем для полного самостоятельного вождения почти во всех обстоятельствах. Система разработана таким образом, чтобы иметь возможность совершать короткие и дальние поездки без каких-либо действий, требуемых человеком на водительском сиденье.

Все, что нужно будет сделать человеку, это сесть в машину и сказать, куда ехать. Tesla будет вычислять оптимальный маршрут, перемещаться по городским улицам (даже без разметки полос движения), управлять сложными перекрестками со светофорами, знаками остановки и каруселями, а также обрабатывать плотно забитые автострады с автомобилями, движущимися на высокой скорости. Когда пассажир прибудет в пункт назначения, ему потребуется просто выйти, и автомобиль войдет в режим поиска парковки, автоматически найдет место и припаркуется сам.

Компания Tesla начала продвигать новое обновление программного обеспечения, позволяющее автопилоту оставаться на попутной полосе вместо того, чтобы возвращаться на правую полосу, как это обычно делается. Автономные транспортные средства обладают

потенциалом значительно облегчить движение, просто управляя лучше и более подходящими способами, чем средний водитель-человек. Две вещи, которые имеют большое значение, - это просто держать более разумную дистанцию следования с автомобилем впереди и держаться подальше от проходящей полосы, когда вы не проходите. Эти две вещи довольно просты, и если бы они были соблюдены всеми, они значительно улучшили бы поток трафика, но, к сожалению, слишком многие водители игнорируют эти правила. Автопилот Tesla уже учитывает эти правила.

Перспективы компании Tesla

Закрытая презентация компании Tesla была полностью посвящена беспилотным технологиям. Илон Маск представил фирменный микрочип Full Self-Driving (рис. 1) и рассказал о перспективах, захватывающих дух, которые, по его словам, станут доступны владельцам Тесл уже совсем скоро.

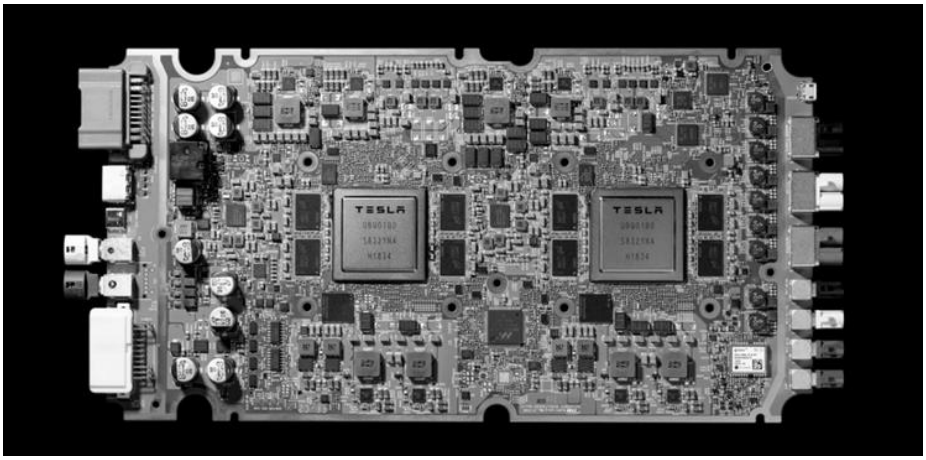


Рисунок 1 - микрочип Full Self-Driving

В течение следующих двух лет Илон Маск пообещал сделать электромобиль без педалей и руля. А владельцам его машин предложил неплохой заработок: они смогут сдавать свои машины в единую службу автономного каршеринга и получать около 70% вырученных средств [1].

Почему беспилотные технологии изменят мир?

Tesla собирается открыть сервис каршеринга Robotaxi Tesla Network, который станет причиной популяризации полностью автономных Tesla. Благодаря приложению пользователи смогут добавить свой автомобиль в автопарк, а также вызвать беспилотное такси. Суть данного сервиса такова: автомобиль собственника самостоятельно поедет и будет приносить заработок. Илон Маск утверждает, что Tesla Model 3 сможет зарабатывать для своего владельца около $30,000 дохода год при использовании в Robotaxi. Так автомобиль сможет легко окупиться. Цена поездки на Tesla с автопилотом 5 уровня будет в разы дешевле, чем на обычном сервисе каршеринга.

Также в компании планируют увеличить надежность автомобилей. Вскоре Tesla начнет выпускать автомобили, которые смогут проезжать свыше 1,5 млн км с незначительными затратами на обслуживание.

Компания планировала запустить Robotaxi Tesla Network уже в 2020 году. К сожалению, обстановка, сложившаяся в начале 2020 года и продолжающаяся до сегодняшнего дня не позволила реализовать данный проект. Однако для функционирования Robotaxi необходимо корректировать законодательство для запуска беспилотных такси. Возможно, что в будущем руль и педали исчезнут как атавизм, а по закону человеку будет запрещено управлять автомобилем, так как это будет небезопасно.

Но самое интересное произойдет тогда, когда буду беспилотники 5-го уровня автономности. Люди не будут покупать автомобиль для личного пользования, в мире станет меньше машин, а пробки исчезнут, то есть автомобили будут постоянно перемещаться и не стоять часами на обочине и стоянках. Производство автомобилей резко сократится, также изменится и общественный транспорт, он тоже станет беспилотным [2].

Яндекс

В марте 2019 года было подписано соглашение между Яндексом и Hyundai о работе над автономными автомобильными системами. Они разработают системы управления автономными транспортными средствами для уровня 4 и уровня 5, категории автоматизации, определенные как требующие ограниченного вмешательства человека. Целью партнерства является предоставление готового решения, которое может быть использовано другими производителями.

В июле 2019 года Hyundai Mobis и Яндекс представили самоуправляемый Hyundai Sonata в качестве первого результата сотрудничества. А в феврале 2020 года Яндекс объявил, что его самоуправляемые автомобили удвоили Октябрьский пробег и на сегодняшний день прошли 2 миллиона миль.

4-е поколение беспилотников от Яндекс.

Новая модель беспилотника разработана в тесном сотрудничестве сотрудников Яндекса и команды Hyundai Mobis (рис.2). Первоначально созданные для автомобилей под управлением водителя, электронные блоки управления Hyundai Sonata были модифицированы и доработаны разработчиками Mobis для эффективного взаимодействия с системами беспилотного автомобиля.

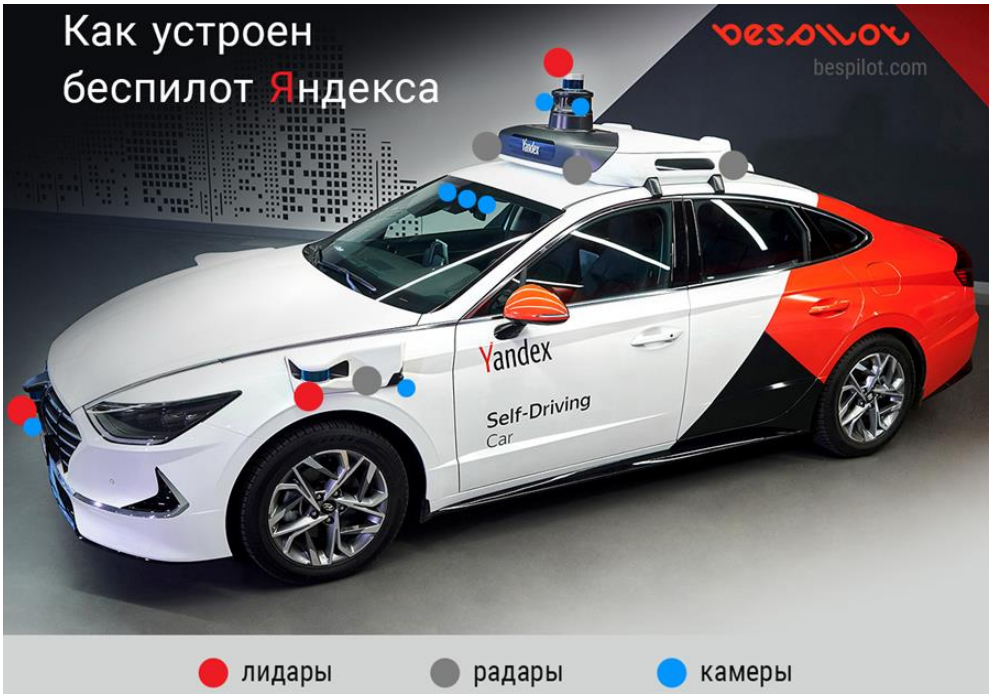


Рисунок 2 – беспилотник от Яндекс.

Яндекс введет в эксплуатацию 100 машин нового поколения. Не все из них будут тестироваться в Москве, часть робокаров отправится работать в сервис беспилотных такси в казанский Иннополис, а часть присоединиться к флоту беспилотников Яндекса в штате Мичиган в США. В Тель-Авив, где компания также тестирует беспилоты, новые модели пока не планируется отправлять [3].

Технологии Яндекса

Камеры, радары и лидарные системы сканируют окрестности автомобиля на 360 градусов, прекрасно различая дорожную разметку, дорожные знаки, транспортные средства, людей, животных и все другие элементы окружающей среды. Автомобиль использует эту информацию, чтобы предсказать, как будут двигаться другие объекты, а затем определяет свой собственный маршрут через то же пространство. Беспилотник имеет 9 камер с разным фокусным расстоянием.

Камеры направлены во все стороны от автомобиля, получая визуальную информацию о сигналах светофора, разметке дорожного покрытия и за его пределами. Это помогает автомобилю сформировать более полную картину окружающего мира, чем это когда-либо мог сделать человек.

Лидарные системы (рис. 3) испускают лазерные лучи при вращении на 360 градусов. Измеряя время, которое требуется лазеру, чтобы отскочить от объекта и вернуться к датчику, они создают высокоточную 3D-модель окружающей среды.

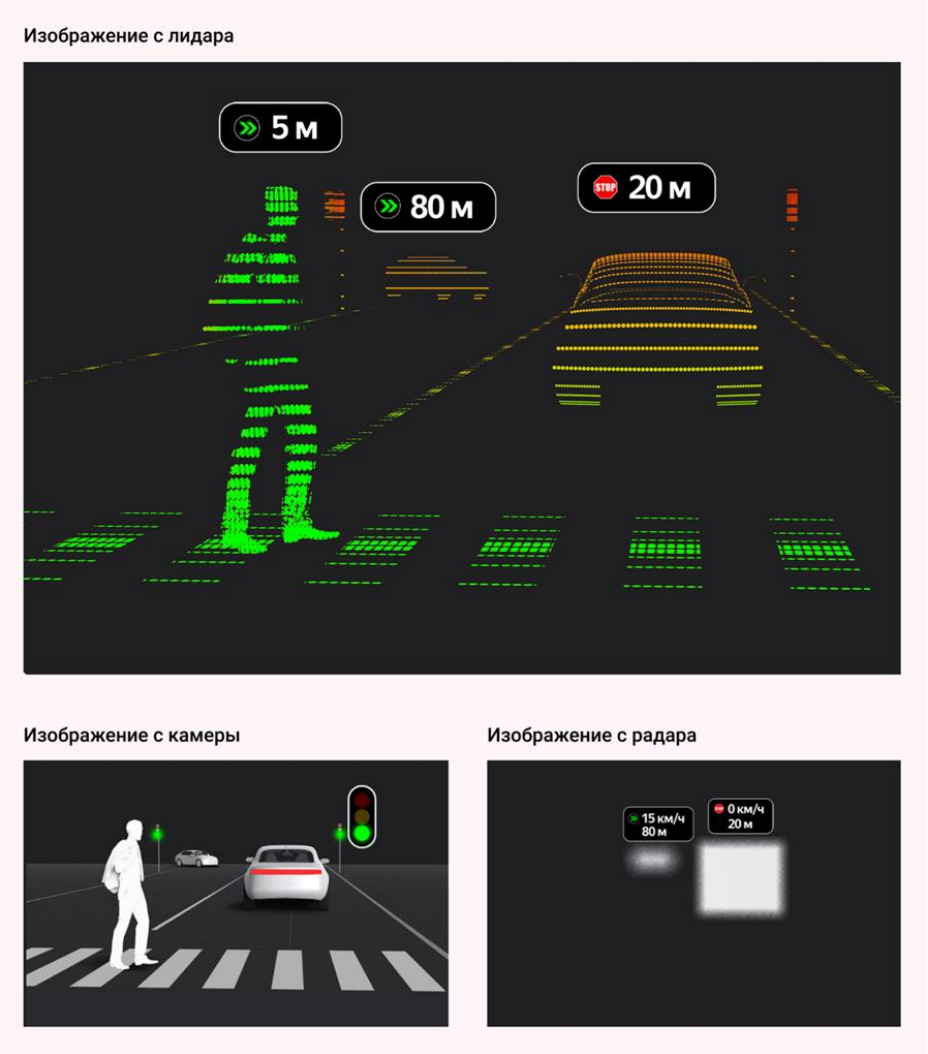


Рисунок 3 – изображение с разных систем

Радар отслеживает окружение автомобиля, измеряя его близость к другим объектам, а также скорость движения этих объектов. Используя радиоволны, радиолокационная система может «видеть» объекты на расстоянии до 300 метров, что особенно важно для транспортных средств, движущихся с высокой скоростью.

Внутреннее программное обеспечение автомобиля работает как мозг системы. Лидар, радар и камеры могут только отслеживать объекты и сообщать об их вводе. Радары переместили на крышу автомобиля. Это позволяет программному обеспечению беспилотника различать большее количество машин вокруг робокара. Но программное обеспечение, которое запускает алгоритмы машинного обучения и искусственного интеллекта, может определить, что на самом деле является входным сигналом, затем установить безопасную скорость и построить соответствующий маршрут.

По словам представителей Яндекса, все эти изменения улучшают "зрение" беспилотника и считывание пешеходов и других автомобилей в сложных ситуациях, например, когда они неожиданно появляются из-за поворота или когда самому беспилоту нужно резко повернуть - например, на оживленную улицу.

Перспективы Яндекс

Яндекс собирается разделить ветвь беспилотных технологий. Теперь Yandex Self Driving Group — самостоятельная компания с новыми инвестициями в размере 150 миллионов долларов. Яндекс запустили первый в Европе сервис robotaxi.

Автопарк Яндекса вырос до 130 автомобилей и проехал более 4 миллионов автономных миль по городским улицам в России, Израиле и США. К концу этого года автопарк расширится до 200 автомобилей с новыми Hyundai Sonatas — самоуправляемыми автомобилями четвертого поколения, разработанными совместно с Hyundai Mobis. Автомобили нового поколения уже курсируют по улицам Москвы, Иннополиса и Энн-Арбора, штат Мичиган, где мы проводим длительные испытания.

Сервис robotaxi безопасно перевозит пассажиров без посторонней помощи за рулем с августа 2018 года, а в мае этого года компания запустила Яндекс.Ровер (рис. 4) - автономный робот доставщик.

Рисунок 4 – Яндекс.Ровер

Кроме того, лидар сегодня является наиболее дорогостоящим сенсором беспилотного автомобиля. Его стоимость на рынке варьируется от нескольких тысяч до десятков тысяч долларов. Поэтому некоторые компании — такие как Tesla и MobilEye — работают над созданием безлидарных систем, которые используют лишь данные с камер и радаров.

Таким образом, технологии в беспилотниках хорошо развиваются. Однако они ещё не доработаны как следует. Автономные автомобили должны научиться распознавать бесчисленные объекты на пути автомобиля, от веток и мусора до животных и людей. Другие проблемы на дороге- туннели, которые мешают глобальной системе позиционирования

(GPS), строительные проекты, которые вызывают изменение полосы движения или сложные решения, например, где остановиться, чтобы пропустить аварийные автомобили.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tesla анонсировала полностью беспилотные технологии – Текст : электронный // autoreview.ru. URL: https://autoreview.ru/news/tesla-anonsirovala-polnost-yu-bespilotnye-tehnologii.

2. Беспилотные электромобили Tesla: революция в модели потребления – Текст: электронный // drive2.ru. URL: https://www.drive2.ru/c/555999391740068229/ .

3. 4 поколение беспилотников от Яндекса – Текст: электронный // bespilot.com. URL: https://bespilot.com/news/797-yandex-fourth.

PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF TECHNOLOGIES IN SELF-DRIVING CARS

Brovkin M.

maximka1120.brovkin@gmail.com

Supervisor: A. Aizatullova, Candidate of Historical Sciences, Associate Professor

(Ulyanovsk Institute of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation B.P. Bugaev, Ulyanovsk)

Based on the data obtained, it was revealed that since the beginning of the 20th century, technologies in autonomous transport have begun to develop rapidly. Many international auto giants and IT corporations have already managed to present prototypes of unmanned vehicles to the world, and the legislation of some countries is already going to introduce drones on public roads. The article focuses on two promising companies, such as Yandex and Tesla, and describes their technologies and further development paths.

УДК 667.6

ПРИМЕНЕНИЕ СИЛИКАТНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ РИСОВОЙ ШЕЛУХИ, В КАЧЕСТВЕ НАПОЛНИТЕЛЕЙ ЭПОКСИДНЫХ КОМПОЗИЦИЙ

Валеева А.Р.[1], Мишагин К.А.[2]

alina.valeevaa@yandex.ru

Научный руководитель: Е.М. Готлиб[1], д.т.н., профессор

([1]-Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань,

[2]-Казанский национальный исследовательский технологический университет», Казань)

Аннотация. В данной работе рассматривается природный силикатный наполнитель эпоксидных композиций, полученный из отхода сельскохозяйственного производства – рисовой шелухи с цель применения в машиностроении. В ходе изучения физико-химических и механических свойств покрытий были проведены исследования по определению состава данного наполнителя, по определению жизнеспособности, содержания геля в композиции, твердости, износостойкости, коэффициента статического трения, прочности при изгибе, определение адгезии методом отрыва.

Экспериментальная часть. В качестве наполнителя композиций на основе эпоксидной смолы ЭД-20 (ГОСТ 10587-84), отвержденной аминофенолом АФ-2 (ТУ 2494-052-00205423-2004), применялась рисовая шелуха (РШ) и зола рисовой шелухи (ЗРШ), полученная сжиганием рисовой шелухи при температурах 350, 500 и 800 ^{o}C, в качестве аналога применялся промышленный наполнитель аэросил.

С целью изучения физико-химических и механических свойств получаемых эпоксидных композиций были проведены следующие исследования:

- рентгенофазный количественный анализ (РКФА) проводился на многофункциональном дифрактометре Rigaku SmartLab при параметрах съёмки: угловой интервал 2θ от 3° до 65° с шагом сканирования 0,02, с экспозицией 1 секунда в точке;

- определение массовой доли углерода, водорода, азота и серы в образцах ЗРШ проводилось с помощью элементного анализатора Series II CHNS/O Analyzer 2400 (PerkinElmer) по ГОСТ 32979-2014 (ISO 29541:2010). В основе метода лежит сжигание образца для превращения определяемых элементов в простые газы (CO_2, H_2O, N_2 и SO_2). Температуры сжигания - 925ºС, температура восстановления - 640 ºС, в термостате детектора – 82,2 ºС.

- определение времени гелеобразования (жизнеспособность) – время, в течение которого композиция может быть использована по назначению, определяли по ТУ 2494-511-00203521-94.

- определние золь-геля анализа методом экстракции ацетоном в аппарате Сокслета в течение 6 часов при 100 °С. Для определения изменения массы, образцы высушиваются до ее постоянного значения (ГОСТ 18694-80);

- распределение пор по размерам и определение пористости наполнителей проводилось с применением ртутной порометрии и газопоглощения, анализ мезопор и макропор методом газопоглощения (ISO 15901-2:2006) проводился на приборе Quantachrome Nova 1200e;

- определение износостойкости эпоксидных материалов проводилось на установке для определения степени истирания. В качестве контртела использовали бруски из инструментальной стали ХВГ, закаленной до твердости HRC 60-64. Были приняты следующие режимы испытания: удельное давление контртела на испытуемую поверхность образца Р=1 МПа, скорость скольжения $V_{ск}$ = 1 м/сек, без смазки. Износостойкость образцов из эпоксидной композиции измерялась на вертикальном оптиметре ИЗВ-1 с точностью ±0,001 мм.

- определение твердости проводилось на переносном твердомере по методу Шора в диапазоне от 0 до 100 HSD, при внедрении твердосплавного стержня с углом 26° при вершине и минимальным диаметром 0,157 мм в пределах 20-90 единиц по шкале «D» Шора с погрешностью измерений ± 1 HD до второго знака после запятой по ГОСТ 24621-91, ISO 7619;

- определение коэффициента трения, характеризующий антифрикционные свойства, определялся на автоматизированной машине трения «Tribometer, CSM Instruments» (Швейцария), управляемой компьютером, по стандартной схеме испытания «шарик-диск» (ISO 20808). Линейная скорость при испытании составляла 8,94 см/сек, частота выборки – 10 Гц, температура – 25 °С, влажность – 20 %. Испытания проводили на воздухе при нагрузке 5 Н и линейной скорости 10 см/с;

- определение адгезии методом отрыва к стальным тавровым соединениям производилось в соответствии с ГОСТ 32299-2013 на приборе Shimadzu AG-50 kNX при использовании программного обеспечения Shimadzu Trapiziumx;

- определение прочности при изгибе проводилось в соответствии с ГОСТ 4648-2014 на приборе Shimadzu AG-50 kNX при использовании программного обеспечения Shimadzu Trapiziumx. Для определения средних значений, толщину и длину образца измеряют в центре каждого испытуемого образца с погрешностью ±1%. Скорость испытания 1 мм/мин, допускаемые отклонения ±20%, радиус нагружающего наконечника и радиус краев опор должны иметь следующие размеры: R1 = (5,0±0,2) мм; R2 = (2,0±0,2) мм при толщине испытуемого образца до 3 мм (5,0±0,2) мм.

Результаты исследования и обсуждение. Данные рентгенофлуоресцентного анализа показали (табл. 1), что элементный состав минеральной части РШ и ее золы, полученной при

всех исследуемых температурах, почти не изменяется, отличие в содержаниях всех элементов находиться в пределах допустимой ошибки метода (± 3%).

Таким образом, можно сделать заключение, что термообработка РШ не изменяет состава минеральной части рисовой шелухи, а влияет только на органическую составляющую.

Таблица 1

Содержание минеральных компонентов в составе рисовой шелухи и ее золы, полученной при различных температурах

Образец	Содержание элементов, %											
	Mg	Al	Si	P	S	Cl	K	Ca	Na	Mn	Fe	Zn
РШ	0,4	0,3	71,9	1,3	1,6	3,3	14,7	4,1	-	0,7	0,5	0,7
$ЗРШ_1$	0,7	0,3	76,3	2,6	1,1	1,4	11,9	4,7	0,1	0,5	0,5	-
$ЗРШ_2$	0,4	0,5	83,9	0,3	0,9	0,7	1,83	8,4	0,4	0,3	0,4	0,02
$ЗРШ_3$	0,6	0,4	76,8	2,4	1,1	0,8	13	3,7	0,1	0,6	0,7	-

По данным рентгенофазового количественного анализа (РКФА), при сжигании РШ при 350 и 500 ˚С, содержание ренгеноаморфной фазы (табл. 2) существенно больше, за счет более высокого относительного содержания аморфного диоксида кремния, чем при получении ЗРШ при 800 ˚С.

При более высокой температуре сжигания рисовой шелухи доля ренгеноаморфной фазы уменьшается, в результате кристаллизации аморфного диоксида кремния и его перехода в кристобалит, тридимит или кварц, для которых характерна кристаллическая структура [1].

Таблица 2

Состав рисовой шелухи и ее золы по результатам РКФА

№ п/п	Тип наполнителя	Фазовый состав	Содержание, % масс
1	РШ	Рентгеноаморфная фаза Кристобалит Тридимит Карфолит	85 6 6 3
2	$ЗРШ_1$	Рентгеноаморфная фаза Кальцит Прочее	97 2 1
3	$ЗРШ_2$	Рентгеноаморфная фаза Кристобалит Кварц	97 2 1
4	$ЗРШ_3$	Рентгеноаморфная фаза Кристобалит Кварц Тридимит	75 23 1 1
5	аэросил	Рентгеноаморфная фаза	100

Кристобалит и тридимит являются кристаллическими минералами класса кремнеземов, карфолит — водный, кремнекислый глинозем, содержащий марганцовую закись и калий или натрий, кальцит является одной из природных форм карбоната кальция, кварц представляет собой полиморфную модификацию диоксида кремния. Перечисленные компоненты присутствуют в составе ЗРШ в микроколичествах.

Данные таблицы 2 свидетельствует о том, что температура сжигания РШ оказывает значительный эффект на свойства получаемого диоксида кремния и, следовательно, путем ее направленного регулирования можно получать кремнийсодержащие наполнители разной структуры и степени кристалличности.

Результаты элементного анализа показали, что ЗРШ, полученная при температуре 350 ˚С, содержит достаточное количество органической фазы (табл. 3), а ЗРШ, полученная при температурах 500 и 800 ˚С только ее минимальные количества. Этот фактор, должен оказывать определенное влияние при использовании золы рисовой шелухи в качестве наполнителя эпоксидных материалов.

Таблица 3

Результаты элементного анализа образцов ЗРШ

№ п/п	Наименование образца	Содержание, в %		
		C	H	N
1	РШ	40,81	5,16	2,18
2	$ЗРШ_1$	15,03	≤0,01	0,02
3	$ЗРШ_2$	3,93	0-0,3	1,065
4	$ЗРШ_3$	0,52	≤0,01	≤0,01
5	аэросил	-	-	-

Модифицирующий эффект наполнителя в определенной степени зависит от его пористости. Одним из важных свойств наполнителя, определяющих его модифицирующий эффект в полимерных, в том числе эпоксидных материалах, является их пористость, так как она в значительной степени определяет эффективность взаимодействия на межфазной границе.

Установлено, что, общий объем и площадь микропор, их удельная поверхность и средний диаметр существенно уменьшаются с увеличением температуры сжигания рисовой шелухи (табл. 4), также как и маслоемкость.

Таблица 4

Сравнительные характеристики пористости исследуемых наполнителей

№ п/п	Наполнитель	Объем пор по t-методу Хэлси, $см^3/г$	Площадь микропор по t-методу Хэлси, $м^2/г$	Удельная поверхность по БЭТ, $м^2/г$	Общий объем пор по BJH, $см^3/г$	Средний диаметр пор по BJH, нм	Удельная поверхность по BJH, $м^2/г$
1	аэросил	0,021	44,42	250,16	0,79	11,51	295
2	$ЗРШ_1$	0,003	5,70	48,93	0,15	3,85	53,86
3	$ЗРШ_2$	0,002	3,35	24,85	0,07	3,55	26,08
4	$ЗРШ_3$	0,001	3,23	3,74	0,04	3,31	2,91

При этом средний диаметр пор в меньшей степени зависит от температуры получения ЗРШ.

Большая пористость золы РШ, полученной при более низких температурах, связана с большим содержанием в ее составе органической фазы, на что указывает большее количество углерода (табл. 3).

Стоит отметить, что, несмотря на меньший общий объем пор, и их средний диаметр, поры с размерами более 40 нм наблюдаются только у ЗРШ, полученной при 800 ^{o}C. Это тоже должно вносить свой вклад в эксплуатационные храктеристики наполненных ей эпоксидных композиций.

Исследования физико-механических свойств эпоксидных покрытий, ненаполненных и наполненных силикатами, показали, что введение в рецептуру эпоксидных материалов ЗРШ (табл. 5) заметно снижает их износ и повышает твердость.

Таблица 5

Физико-механические свойства эпоксидных покрытий, ненаполненных и наполненных 10 масс.ч. аэросила и ЗРШ

№ п/п	Наименование образца	Износ,·10^{-6} м	Твердость, HSD	Коэффициент статического трения
1	базовый состав	19	46,01	0,39
2	аэросил	12,8	29,53	0,31
3	$ЗРШ_1$	12,5	47,64	0,18
4	$ЗРШ_2$	12,2	50,16	0,12
5	$ЗРШ_3$	11,2	48,55	0,17

Примечение: Содержание наполнителя 10 масс.ч на 100 мас.ч ЭД-20

При наполнении износостойкость растет в большей степени, чем твердость. Эти показатели наполненных ЗРШ эпоксидных композиций не существено зависят от температуры сжигания рисовой шелухи. Однако, ЗРШ, полученная при 500 °C обеспечивает несколько больший модифицирующий эффект.

Эффект снижения износа обусловлен тем, что частицы оксидов металлов, используемые в качестве наполнителей, препятствуют развитию деформаций в полимерной матрице, играя роль «шипов», скрепляющих структурные элементы сетчатого полимера, что затрудняет скольжение вдоль плоскостей сдвига [2]. В результате, для того чтобы произошел сдвиг, требуется больше усилий, что является следствием возрастания твердости и жесткости наполненного ЗРШ материала.

Рост износостойкости и твердости эпоксидных покрытий при наполнении их золой рисовой шелухи обусловлен, в определенной степени, и тем, что ЗРШ имеет большую площадь поверхности (табл. 5), что способствует хорошему взаимодействию ее с полимерной матрицей [2].

При этом температура переработки РШ, согласно литературным данным [3] и полученным нами экспериментальным результатам, влияет на активность и химический состав получаемой золы, в частности степень ее кристалличности и содержание органической фазы (углерода).

Зола, как и большинство силикатных наполнителей, имеет гидроксильные или силанольные группы на поверхности. По данным работы [3], именно наличие этих реакционно-способных групп обуславливает повышение твердости эпоксидных материалов, благодаря влиянию на адгезию на границе раздела фаз.

Взаимодействие эпоксидного полимера с кремнийсодержащими наполнителями характеризуется образованием водородных связей по схеме, поскольку ЭД-20 содержит значительное количество ОН-групп и мостиковых атомов кислорода [4].

Применение чисто аморфных силикатных наполнителей (табл. 4) -промышленного аэросила также снижает износ, но в меньшей степени, чем ЗРШ. Эти наполнители, однако,

уменьшают твердость эпоксидных материалов. Особенно большое снижение твердости происходит при модификации аэросилом.

Полученные экспериментальные данные свидетельствуют о том, что исследуемые силикатные наполнители, не зависимо от их состава, значительно снижают коэффициент статического трения эпоксидных материалов (табл. 5).

Наименьший модифицирующий эффект по этому показателю оказывает аэросил. Более низкие значения коэффициента статического трения имеют эпоксидные материалы, модифицированные ЗРШ, полученной при 500 и 800 °С. Размер частиц золы рисовой шелухи не значительно влияет на антифрикционные свойства эпоксидных покрытий.

Достаточно низкие значения коэффициента статического трения позволяют использовать исследуемые эпоксидные композиции, наполненные ЗРШ, в качестве антифрикционных покрытий.

Наполнители, содержащие оксиды металлов, в частности, это относится к силикатам, способствуют образованию металлических мостиков, которые обеспечивают отвод тепла, образующегося в процессе работы металлополимерных подшипниковых пар трения [5,6].

Таблица 6

Адгезионная прочность и прочность при изгибе эпоксидных покрытий, наполненных ЗРШ, полученной при различной температуре, аэросилом

№ п/п	Напонитель	Адгезионная прочность покрытий, балл	Прочность при отрыве (Б), МПа	Прочность при изгибе ($Б_f$), МПа
1	наполненная	1	1,01	53,78
2	аэросил	2	2,60	73,85
3	$ЗРШ_1$	1	1,83	34,78
4	ЗРШ2	1	1,03	52,74
5	$ЗРШ_3$	1	2,57	54,34

Полученные данные указывают (табл. 6), что адгезионная прочность наполненных эпоксидных покрытий на уровне ненаполненных, за исключением случая применения аэросила.

В тоже время, прочность при изгибе при наполнении ЗРШ, полученной при 350 °С, падает, а - 500 и 800 °С, на уровне базового состава. Однако, полностью аморфные силикат – аэросил значительно повышают этот показатель.

Одной из причин повышения адгезионной прочности является избирательная адсорбция низкомолекулярных фракций из объема связующего на поверхность дисперсного наполнителя золы рисовой шелухи. В ходе наполнения эпоксидного покрытия модифицированной $ЗРШ_2$ формируется менее дефектная полимерная матрица, способная выдержать более высокие внешнии нагрузки от 55 до 66 %. Полученные значения объясняются насыщением поверхности наполнителя сорбирующимися на ней фракциями [7].

Свободный объем, привносимый в систему поверхностью кремнеземом, приводит к росту молекулярной подвижности вблизи межфазной границы, тем самым стимулирует процесс более плотной упаковки макромолекулярных цепей и переход системы в более равновесное состояние. Введение дисперсных наполнителей повышает адгезионную прочность эпоксидных композиций.

Таким образом, адгезионные свойства зависит от природы наполнителей, которые влияют на структуру, степень сшивки и гибкость цепей макромолекулы в эпоксидной композиции [8].

Заключение. В ходе проведенных исследований установлено, что элементный состав минеральной части рисовой шелухи и ее золы, полученной при всех исследуемых температурах, почти не изменяется, отличие в содержаниях всех элементов находиться в пределах допустимой ошибки метода (± 3%).

Исследованы свойства и модифицирующий эффект в эпоксидных композициях золы рисовой шелухи, полученной при различных температурах. Установлено, что оптимальной температурой получения ЗРШ является 500 °С, поскольку зола при этом содержит максимальное количество аморфного диоксида кремния (ренгеноаморфной фазы) и относительно невысокое количество органической составляющей.

Установлено, что зола, полученная при температуре сжигания рисовой шелухи 500 °С, повышает твердость на 9 %, износостойкость на 35,8 % и снижает коэффициент трения на 69,2 % эпоксидных композиций. Таким образом, ее применение эффективно для разработки износостойких антифрикционных покрытий с повышенной твердостью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Готлиб Е.М. Зола рисовой шелухи как наполнитель эпоксидных материалов / Е.М. Готлиб, Е.С. Ямалеева, И.М. Твердов, А.Р. Валеева, Т.Н.Ф. Ха // Сборник трудов Всероссийской научной конференции (с международным участием) преподавателей и студентов вузов «Актуальные проблемы науки о полимерах» / отв. ред. Н.Е. Темникова; Минобрнауки России, Казан. нац. исслед. технол. ун-т. - Казань: КНИТУ, 2020. - С. 7.

2. Valeeva A.R. Anti-friction epoxy coatings modified with rice husk / A.R. Valeeva, A.R. Gimranova, E.M. Gotlib, E.R. Galimov // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. – 2020. - № 3. – P. 1-8.

3. Nwosu-Obieogu K. Utilization of Rice Husk as Reinforcement in Plastic Composites Fabrication- A Review / K. Nwosu-Obieogu, L. Chiemenem, K. Adekunle // American Journal of Materials Synthesis and Processing. - 2016. - Vol. 1. - № 3. - P. 32-36.

4. Готлиб Е.М. Эпоксидные сополимеры, отверждение, модификация, применение в качестве клея: монография / Е.М. Готлиб, Е.Н. Черезова, Е.С. Ильичева, К.А. Медведева // М.: Казань КНИТУ. 2014. - с. 114.

5. Крыжановский В.К. Изучение влияния высокодисперсных и наноразмерных неорганических добавок на структурно-физические характеристики эпоксидных матриц и свойства трибопластиков / В.К. Крыжановский [и др.] // Вопросы материаловедения. – 2009. – Т. 57. – № 1. - С. 66 –76.

6. Ахметзянов Р.Р. Разработка составов и технологии изготовления дисперсно наполненных композиционных материалов для узлов трения / Р.Р. Ахметзянов, Т.Н. Вагизов, Э.Р. Галимов // Вестник казанского государственного технического университета им. а.н. туполева. – 2019. – Т.75. - №2. – С.61-65.

7. Плугатырь В.И. Повышение адгезионной прочности эпоксифенольного покрытия к стальной поверхности диспергированием и модифицированием наполнителя / В.И. Плугатырь, В.В. Кравцов, О.А. Макаренко // Вестник оренбургского государственного университета. – 2007. – № 2 (65). – С. 164-168.

8. Друзик Н.В. Влияние состояния поверхности и количества наполнителей на адгезионную прочность эпоксидных покрытий / Н.В. Друзик, М.М. Рыженко // Современные проблемы машиноведения тезисы докладов V Международной научно-технической конференции (научные чтения, посвященные П. О. Сухому) под общ. ред. С. Б. Сарело. - Изд-во: Гомельский государственный технический университет им. П. О. Сухого Гомель: 01-02 июля, 2004. – С. 43-44.

APPLICATION OF SILICATE FILLERS BASED ON RICE HULL AS FILLERS FOR EPOXY COMPOSITIONS

Valeeva A.[1], Mischagin K.[2]

alina.valeevaa@yandex.ru

Supervisor: Gotlib Elena[1], Doctor of Engineering Sciences, Professor

(1-Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI», Kazan

2-Kazan National Research Technological University, Kazan)

Abstract. This paper considers a natural silicate filler of epoxy compositions obtained from agricultural waste - rice husk for use in mechanical engineering. In the course of studying the physicochemical and mechanical properties of the coatings, studies were carried out to determine the composition of this filler, to determine the viability, gel content in the composition, hardness, wear resistance, static friction coefficient, bending strength, determination of adhesion by the pull-off method.

УДК 62

КОМПОЗИТЫ В АВИАСТРОЕНИИ

Валиуллина Р.Т.
ruzilya.valiullina.01@mail.ru
Научный руководитель: Н.В. Ульянова
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

В данной статье рассматривается применение композитных материалов в конструкции летательного аппарата, их способность увеличить прочность конструкции. Изучаются разные виды композитов и области их применения как сейчас, так и на будущее. Поднимается проблема их утилизации.

Композиты в авиастроении

Композиционные материалы – одна из самых перспективных отраслей материаловедения, она находит применение всё в больших областях современной жизни. А какова ее роль в авиастроении? В авиации, как ни в одной другой области создания и использования машин, актуальна проблема прочности материалов. Прочность – важнейшее из механических свойств, её повышение, при достаточном запасе пластичности и вязкости, ведет к снижению материалоемкости конструкции к повышению её надежности и долговечности.

Обшивка фюзеляжа самолета, его крыла и оперения подвергается сильному воздействию различных факторов: скачков температур, интенсивному воздействию солнечной радиации, повышенной доли ультрафиолета и много другого - что может вызвать повреждение, изнашивание материала, из которого она изготовлена. А так же обшивка и все внутренние детали самолёта должны выдерживать высокие перегрузки, воздействие изгибающих и крутящих моментов и перерезывающих сил. В нынешнее время в авиации стремительно развивается использование композиционных материалов, конструкционных и вспомогательных. Обусловлено это тем, что композиционные материалы незначительны по весу, их состав и строение вариабельны, что позволяет изменять их механические и технические свойства в зависимости от места их применения.

Композиты представляют собой мягкую матрицу, состоящую из высокопрочных волокон, армирующих матрицу и воспринимающих всю нагрузку. Матрица нагружается слабо, ведь она служит для передачи и распределения нагрузки между волокнами, за счет этого композиционные материалы отличаются высоким сопротивлением к распространению трещин и обладают высокой удельной прочность и жесткостью.

Конструкционные полимерные композиты используют там, где важны легкость, сочетание конструкционных, теплофизических и специальных свойств. Примерами таких материалов являются углепластик, который в перспективе можно будет использовать не только в слабо- и средненагруженных конструкциях пассажирских самолетов, но и в высоконагруженных детях (крылья, вертикальные рули и др.), а также стеклопластик – для ненагруженных деталей и носового обтекателя. Из них возможно создавать детали, по

характеристикам превосходящие металлические. Достигается это за счет наложения в разных направлениях волокон композита, т.е. задавая направление, мы определяем его свойства. Вследствие прогресса и развития авиастроения также возникла необходимость в создании нового класса слоисто-волокнистых анизотропных полимеров (адаптирующих композиционных материалов), состоящих из нетрадиционной укладки монослоев, обеспечивающих распределение и, следовательно, снижение действующих нагрузок и массовых характеристик.

Не менее перспективны конструкции из стекло-, углепластиков и их сочетаний, изготовленные из клеевых препрегов, т.е. полимерных композиционных материалов, состоящих из стекло- и угленаполнителей и клеевой матрицы с регулируемой прочностью и теплостойкостью. Особенность данного материала заключается в возможности реализации высокоэффективной технологии сборки клееных высоконагруженных сотовых (слоистых) и интегральных конструкций из неметаллических материалов одинарной и сложной кривизны, что обеспечивает высокий уровень реализации прочностных свойств, герметичности, диффузионной стойкости и весовой эффективности.

Таблица 1

Основные физико-механические характеристики стекло- и углепластиков на основе клеевых препрегов

Свойства	Показатели свойств КМК	
	стеклопластиков КМКС	углепластиков КМКУ
Прочность при растяжении, МПа	450–1300	800–1200
Модуль при растяжении, ГПа	22–50	100–130
Прочность при сжатии, МПа	470–900	880–980
Модуль при сжатии, ГПа	20–40	95–125
Удельная ударная вязкость $a_к$, кДж/м^2	145–260	70–75
Прочность при межслоевом сдвиге, МПа	50–75	70–80

В современном авиастроении так же есть место металлическим композиционным материалам. Они обладают высоким сопротивлением сдвигу, смятию, сжатию в компактных деталях, воздействию внешней среды, малая чувствительность к концентраторам напряжений и высокое сопротивление усталостному разрушению. Особенность их заключается в типе армирующего элемента - дискретные частицы (короткие волокна). Целесообразность применения МКТ связана с уменьшением массы конструкции при повышении прочностных характеристик. Еще МКТ можно использовать как износостойкий материал в коробках передач, дисковых муфтах, направляющих пусковых устройств и других тяжело нагруженных механизмах.

Таблица 2

Механические свойства волокнистых металлических композиционных материалов

Материал (состав)	d, г/см^3	$\sigma_в$, МПа	E, Гпа	σ_{-1}, МПа	$\sigma_в/d$, км (усл. ед.)	$\alpha\cdot10^6$, 1/град
ВКА-2 (Al + 45% B-волокно)	2,60	1250	220	600	46	5,1
ВКМ-1 (Mg + 45% B-волокно)	2,15	110	220	520	52	6,2
ВКУ-1М (Al + 40% C-волокно)	2,30	800	250	450	35	1,5
КАС-1 (Al + 35% стальной проволоки)	4,50	1350	100	340	28	~14

Однако достаточно важную роль играют так же и вспомогательные полимерные композиционные материалы. Одним из них является резина, применяемая в различных частях летательного аппарата. Токопроводящая резина используется при изготовлении антиобледенителей, нагревателей, для экранирования деталей электро- и радиоаппаратуры и много другого. Резина из натурального или синтетического изопренового каучука используются в производстве авиашин. Так же она может использоваться в качестве абляционностойкого теплозащитного покрытия, не разрушающегося при деформации конструкции. Из маслостойких резин изготавливаются топливные взрывобезопасные баки. Сама по себе резина не является прочным материалом, но она «повышает прочность» всей конструкции в целом, не допуская малейшего нарушения любой из ее частей.

Другим вспомогательным полимером являются сотопласты, обеспечивающие возможность достижения высоких показателей удельной прочности при сжатии. Помимо обеспечения жесткости и радиопрозрачности (в антенных обтекателях), они повышают безопасность полетом, уменьшая вероятность поражения молнией. Так же сотопласты совместно с пенопластами вытесняют ребра жесткости во всех силовых конструкциях проектируемых самолетов.

Однако, как бы композиционные материалы не были хороши, у них имеется огромный недостаток – их утилизация. Ведь увеличение производства и потребления ПКМ влечет за собой рост отходов, возникающих при производстве, так и по окончании срока службы изделий. Из-за этого вопрос утилизации/переработки ПКМ становится всё более острым.

Согласно европейскому законодательству (Директива Европейского Парламента и Совета Европейского Союза 2008/98/ЕС) наиболее приемлемый вариант утилизации композитов – переработка их с целью повторного использования. Обусловлено это вопросом экономии ресурсов, ведь складирование отходов не позволяет получать экономическую выгоду от материалов, характеризующихся высокой стоимостью и энергозатратностью производства.

Анализ в области переработки отходов позволяет выделить 3 группы методов по утилизации композиционных материалов:

1. Основанные на физических способах переработки полимеров.

Эти методы могут быть применены к любым типам композитов, они характеризуются минимальным воздействие на окружающую среду. Метод, основанный на измельчении ПКМ, позволяет получить при измельчении фракции разной крупности в зависимости от способа дальнейшего применения.

2. Основанные на химическом разложении связующего с частичным/полным сохранением волокон.

Данные методы характеризуются высокой энергетической эффективностью. Химическое воздействие подобранное непосредственно для конкретной комбинации волокна и матрицы, позволяет получить максимально возможное количество продукта, пригодного для повторного использования в различных целях, с минимальными затратами времени и ресурсов.

3. Основанные на термическом полном/частичном разложении полимеров и волокон.

Методы позволяют получить не только очищенное от полимера волокно с приемлемыми для последующего использования характеристиками, но и использовать тепловую энергию, получаемую при деструкции полимера.

Так, помимо развития сферы использование композитов, так же необходимо изучать и развивать методы их утилизации или/и переработки.

Заключение

Как можно увидеть, у различных материалов различные механические свойства, разные способы увеличения и достижения желаемой прочности, но зная особенности каждого вещества, его свойства и то, для какой области промышленности оно будет использоваться,

возможно их установить. Будущее за композитными материалами. Любое улучшение, усовершенствование или просто ремонт какого-либо агрегата ведет к большому использованию в нем композитов в не зависимости от роли или места, которое он там будет занимать. При рассмотрении проблемы утилизации ПКМ необходимо разрабатывать методы как полной утилизации, так и их рециклинга, чтобы избежать пагубного влияние композитов на окружающую среду и решить вопрос экономии ресурсов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Каблов Е.Н. Материалы для авиакосмической техники. – Москва: Изд-во ВИАМ, 2006.
2. Бутенко В.И., Захарченко А.Д. Повышение прочности деталей, работающих в экстремальных условиях. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2007.
3. Официальный сайт журнала «На крыльях вера» /Электронный ресурс/ Режим доступа https://rozavetrov-ossetia.ru/raznoe/iz-chego-sdelan-samolet.html#:~:text=Материал%20обшивки%20для%20сверхзвуковых%20самолетов,алюминиевые%20сплавы%2C%20сталь%20или%20титан свободный.
4. Конструкционная прочность материалов /Электронный ресурс/ Режим доступа https://extxe.com/14803/konstrukcionnaja-prochnost-materialov/#:~:text=Для%20повышения%20циклической%20прочности%20и,деформированием%20(обдувкой%20дробью%2C%20обкаткой%20роликами) свободный.
5. Metekspert.ru /Электронный ресурс/ Режим доступа https://yandex.ru/turbo/metekspert.ru/s/raboty/uluchshaemye-stali.html свободный.
6. Полимеры в авиастроении /Электронный ресурс/ режим доступа https://mplast.by/encyklopedia/polimeryi-v-aviastroenii/ свободный.
7. Утилизация композитов: проблемные аспекты и перспективные решения /Электронный ресурс/ режим доступа https://basalt.today/ru/2018/05/15941/ свободный.

COMPOSITES IN AIRCRAFT

Valiuillina R.T.
ruzilya.valiullina.01@mail.ru
Supervisor: N.V. Ulyanova
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

This article discusses the use of composite materials in the construction of an aircraft, their ability to increase the strength of the structure. Various types of composites and their areas of application are being studied both now and in the future.

УДК 666.7:629.7

НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ АБЛЯЦИОННЫХ ЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Вартанян М.А., Попова Н.А., Шубабко О.Э.
cjjg@mail.ru
Научный руководитель: М.А. Вартанян, к.т.н., доцент
(Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева, Москва)

В работе рассмотрены основные принципы работы абляционных материалов, выделены требования к их эксплуатации. Представлены современные классы абляционных материалов, а также способы их изготовления.

Ультравысокотемпературная керамика (УВТК) имеет большие перспективы применения в аэрокосмической технике при разработке гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения и многоразовых космических аппаратов, с целью создания абляционной защиты носовой части и кромок крыльев. Также возможно применение этих материалов в энергетическом машиностроении, а именно – для защиты камеры сгорания и сопла ракетных двигателей [1]. Во многих случаях применение УВТК связано с работой в высокотемпературных двухфазных потоках, где определяющим фактором оказывается ее исключительно высокая эрозионная стойкость.

Наиболее тугоплавкими среди известных в настоящее время соединений являются карбиды и бориды кремния, циркония, титана, гафния, тантала. Эти материалы имеют высокие значения прочности при изгибе, высокую окислительную стойкость и температуропроводность.

Абляционные защитные материалы на их основе обладают малыми значениями температурного коэффициента линейного расширения (ТКЛР), низким удельным весом, устойчивостью к механическим нагрузкам при температурах службы (выше 2000 °С).

В связи с этим высокой актуальностью обладают исследования по разработке и созданию конструкционной ультравысокотемпературной керамики на основе боридов и карбидов тугоплавких металлов, имеющих небольшой удельный вес, высокие прочностные свойства при повышенных температурах и способных работать в течение длительного времени при высоких температурах в окислительной среде [2]. Основные задачи исследователей при проектировании абляционных защитных материалов состоят в том, чтобы повысить высокотемпературную окислительную стойкость УВТК, увеличить коэффициент трещиностойкости такой керамики, а также выявить механизмы и научиться управлять процессом ее окисления.

Требования, предъявляемые к материалам для абляционной защиты

Действие абляционной защиты на основе УВТК основано на следующем принципе [3]. В материале по направлению распространения теплового потока можно выделить несколько областей (рис. 1). В процессе агрессивного окисления под действием раскаленной газовой атмосферы область 3 становится оксидсодержащей, и чем выше температура разложения исходного тугоплавкого бескислородного соединения, тем больше длительность службы теплозащиты. Вместе с окислением, на поверхности керамики в области 4 происходит образование аморфного расплава, который предохраняет материал от дальнейшего окисления, увеличивает обтекаемость и залечивает трещины и поры, тем самым повышает трещиностойкость. Область 2 в это время служит теплоизоляционной защитой, не допускающей перегрева защищаемой стенки 1.

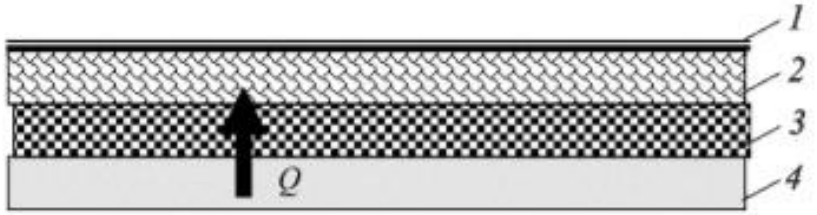


Рисунок 1. Схематичное представление областей влияния теплового потока на материал: 1 - защищаемая стенка; 2 – область исходного УВТК; 3 – область окисления УВТК; 4 – уносимый слой; Q – тепловой поток (по [3])

Таким образом, к материалам, способным в качестве абляционной защиты обеспечивать длительный срок службы авиакосмических аппаратов, предъявляют следующий комплекс требований:

- высокая температура плавления/разложения компонентов керамики;

- высокие показатели теплопроводности для обеспечения устойчивости материала к термическому удару;
- способность образовывать при воздействии высокоэнтальпийного потока газа на поверхности керамики вязкий расплав, залечивающий поверхностные дефекты и изолирующий материал от воздействия окислителя.

Ультравысокотемпературные керамические материалы

Абляционные материалы из УВТК получают двумя путями. По первому в керамическую матрицу вводят добавки, которые служат активаторами спекания либо образуют дополнительные кристаллические фазы; по второму – применяют специальные технологии обжига, обеспечивающие формирование при спекании определенных структурных состояний, физических и химических свойств материала. Таким образом, в отличие от монолитной керамики, при высокотемпературном окислении будут образовываться прочные защитные структуры, которые позволят залечивать поверхностные дефекты (трещины, поры) и повысить эрозийную устойчивость материала в потоке газа за счет образования газонепроницаемого верхнего слоя [3].

В качестве абляционных материалов перспективно использование композиционных материалов на основе боридов и карбидов тугоплавких металлов. Наибольшее распространение получили составы следующих систем: HfB_2 – SiC, HfC – C, HfC – TaC – C, ZrB_2 – SiC, ZrB_2 – SiC – C, ZrB_2 – $MoSi_2$, ZrB_2 – ZrC – SiC, ZrB_2 – SiC (волокно), Cf/ZrC – SiC, Cf/ZrB_2 – SiC, Cf/ZrC – ZrB_2 – SiC [4].

Ультравысокотемпературная керамика на основе карбидов

Среди карбидов тугоплавких металлов при создании УВТК наиболее широко применяют соединения SiC, ZrC, TaC и HfC, их температуры плавления (разложения) составляют 2545, 3540, 3877 и 3890 °C соответственно. Большинство карбидов имеет кубическую кристаллическую решетку (ZrC, TaC, HfC, TiC), однако для карбида кремния характерны две полиморфные модификации: β-SiC (низкотемпературная, кубическая) и α-SiC (высокотемпературная, гексагональная). Переход карбида кремния из β- в α-форму протекает при температуре свыше 2100 °C [5, 6].

По этой причине карбид кремния не используют в качестве матрицы УВТК, в этом качестве обычно применяют карбиды гафния, тантала или циркония. Карбид кремния вводят в основном для образования газонепроницаемого вязкого расплава в ходе химических реакций в процессе окисления. Также в работе [3] предложено использовать в роли спекающей добавки композицию 80 об. % ZrB_2 – 20 об. % SiC, в которой при высокотемпературном окислении на поверхности образуется боросиликатное стекло.

Также применение SiC обеспечивает увеличение показателей вязкого разрушения УВТК. Введение в матрицу удлиненных упрочняющих частиц, вискеров или волокон из SiC способствует увеличению вязкости разрушения материала до 6,6-8,5 МПа×м$^{1/2}$ [7].

Ведутся исследования по изготовлению высокопрочных композиционных УВТК материалов на основе карбидов тантала, гафния и циркония с добавлением к ним карбида кремния и/или углерода. При разработке керамики на основе карбида циркония для повышения твердости и трещиностойкости предложено одновременное использование дисперсионного наполнителя – порошкового карбида титана, а также непрерывного – углеродных нанотрубок (CNT), в результате получены композиты систем ZrC – TiC и ZrC – TiC – CNT [8].

Ультравысокотемпературная керамика на основе нитридов

Особенностью этого класса материалов является то, что нитриды переходных металлов не встречаются в природе. Их получают прямым синтезом из металла в атмосфере азота или при взаимодействии оксидов с аммиаком.

Ранее керамика на основе карбида и нитрида кремния была основной в сфере абляционных покрытий, наиболее известными представителями нитридов переходных металлов являются Si_3N_4, AlN, TiN и ZrN. Твердость этих материалов ниже, чем твердость

карбидов, и достигает 25-30 ГПа [7]. Некоторые нитриды обладают полиморфизмом, например, нитрид кремния имеет две модификации: α-Si_3N_4 и β-Si_3N_4.

Существенным недостатком керамики на основе нитрида кремния является невозможность ее применения при температурах выше 2000 °С, так как Si_3N_4 разлагается при 1900 °С на кремний и газообразный азот [9 – 11]. Тем не менее, нитриды используют в качестве дисперсных упрочняющих включений в боридовых матрицах.

Ультравысокотемпературная керамика на основе силицидов

Силициды обладают высокой термостойкостью, способны сопротивляться окислению до 1500 – 1700 °С. Это связано с тем, что при повышенных температурах на поверхности материала формируется слой расплавленного диоксида кремния, что обусловливает прекращение доступа окислителя к поверхности теплозащитного элемента.

Наиболее распространенным среди высокотемпературных силицидов является $MoSi_2$. Температура плавления этого соединения 2030 °С, строение $MoSi_2$ слоистое и представляет собой наложение слоев молибдена и кремния.

Силициды применяют как спекающие добавки к основным матрицам. Чаще всего используют силициды циркония, молибдена, тантала, титана [3, 12], так как эти соединения повышают сопротивляемость материала окислению.

Ультравысокотемпературная керамика на основе боридов

Материалы, в состав которых входят бориды тугоплавких металлов, имеют высокую твердость и термическую стойкость. Среди УВТК наиболее устойчивыми к окислению в экстремальных условиях являются HfB_2 и ZrB_2 [12, 13] с температурами плавления 3250 и 3040 °С соответственно. По сравнению с другими видами УВТК ZrB_2 и HfB_2 обладают более высокой теплопроводностью, что объясняет их повышенную стойкость к термоудару.

В зависимости от метода получения, вводимых добавок, степени измельчения возможно регулировать свойства УВТК на основе боридов. Типичные характеристики этого класса керамических материалов таковы: твердость 9 – 15 ГПа, трещиностойкость 2 – 5 МПа×м$^{1/2}$ [10], прочность при изгибе 300 – 750 МПа при комнатной температуре и до 300 МПа при 1500 °С, модуль упругости 350 – 420 ГПа, электросопротивление ~ 10 мкОм×см. Известен многофазный керамический материал, содержащий ZrB_2 с равномерным распределением зерен по размеру, имеющий значения трещиностойкости 3,5 … 7,5 МПа·м$^{1/2}$ и прочности при изгибе 250 … 700 МПа [5, 13].

Методы получения УВТК

Обжиг бескислородной керамики для создания ультравысокотемпературных материалов требует больших энергетических затрат ввиду высоких температур плавления компонентов и спекания заготовок. На практике изделия из УВТК получают следующими способами:

1. Спекание без приложения давления – это наиболее распространенный и технологически простой метод, он состоит в нагревании полуфабриката по заданному температурно-временному режиму до определенной температуры с выдержкой установленной длительности для обеспечения требуемых механических и физико-химических свойств. Данным способом, в частности, получены высокоплотные материалы на основе HfB_2 и ZrB_2 при введении 5 – 10 об. % $MoSi_2$ [6].
2. Реакционное спекание (РС) представляет собой спекание порошковой заготовки за счет протекания в ней химических реакций, этот процесс сопровождается образованием новых фаз. Такое спекание возможно проводить как под давлением, так и без приложения дополнительной нагрузки [6].
3. Горячее прессование (ГП) совмещает процессы формования изделия в пресс-форме и спекания за счет нагревания материала до температуры, при которой он становится способным к пластической деформации. Величина давления, прикладываемая к порошку для его уплотнения, обратно пропорциональна значению температуры [18]. Данным способом,

например, получена плотноспеченая УВТК на основе ZrB_2 при введении 2,5 масс. % нитрида кремния и температуре обжига 1700 °С [6].

4. Искровое плазменное спекание (ИПС) является перспективным методом изготовления керамических материалов, так как позволяет получать мелкозернистую структуру с минимальной пористостью. По сравнению с другими методами ИПС осуществляется за короткий промежуток времени – процесс протекает в течение нескольких минут, и дает возможность спекать тугоплавкие материалы, сводя к минимуму спекающие добавки. ИПС возможно проводить в вакууме либо в инертной среде [1, 6]. Данным способом, в частности, при 2100 °С в течение 3 мин получен композиционный материал системы HfB_2 – 30 об. % SiC – 2 об. % $TaSi_2$ [6].

Заключение

Актуальные научные исследования и разработки в области абляционных материалов направлены на совершенствование технологии получения УВТК на основе боридов и карбидов с целью повышения их устойчивости к окислению при ультравысоких температурах. Наиболее многообещающим методом изготовления таких материалов является ИПС, так как этот метод дает возможность расширить диапазон применяемых тугоплавких систем и значительно сократить продолжительность технологического процесса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Келина И.Ю., Шаталин А.С., Чевыкалова Л.А. Состояние и перспективы разработки ультравысокотемпературных керамических материалов для применения в гиперзвуковых авиакосмических объектах // Авиационная промышленность. 2011. № 1. С. 40 – 45.

2. Евдокименко Ю.И., Фролов Г.А., Кисель В.М. Тепловые испытания материалов передних кромок гиперзвукового летательного аппарата // Міжвузівський збірник «Наукові нотатки». Луцьк, 2017. № 58. С. 153 – 161.

3. Григорье, О.Н., Фролов Г.А., Евдокименко Ю.И. и др. Ультравысокотемпературная керамика для авиационно-космической техники // Авиационно-космическая техника и технология. 2012. № 8(95). С. 119-128.

4. Айрапетян М.А., Горячева В.Н. Тепловая защита в космической технике // Молодежно-научный технический вестник – МГТУ им. Баумана. 2016. С. 1 – 9.

5. Матренин С.В., Слосман А.И. Техническая керамика. Томск: Изд-во ТПУ, 2004. 75 с.

6. Балкевич В.Л. Техническая керамика. М.: «Стройиздат», 1984. 256 с.

7. Paul A. UHTC composites for hypersonic applications // American Ceramic Society Bulletin. 2012. V. 91, № 1. P. 22-28

8. Портнова Е. Н. Получение ультравысокотемпературных керамических материалов на основе диборидов циркония и гафния // Дисс. … канд. техн. наук, Пермский национальный исследовательский политехнический университет. Пермь. 2016. 137 с.

9. Саалиева Н.Дж., Энгельшт В.С., Макаров В.П. Термическое разложение нитрида кремния в атмосфере азота // Вестник КРСУ. 2003. Т. 3, № 5. Art. 06.

10. Макаров В.В., Макаров Е.В., Калашников Ю.Д. Способ получения кремния. Пат. РФ 2345949; опубл. 10.02.2009. Бюл. № 4.

11. Энгельшт В.С. Прогнозная оценка термической стойкости нитрида кремния // Вестник ИГУ. 2004. № 11. С. 177

12. Яцюк И. В. Получение методом СВС перспективных керамических материалов на основе боридов, силицидов циркония и карбида кремния // Дисс. … канд. техн. наук, Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», Москва. 2018. 180 с.

13. Евдокименко Ю.И., Фролов Г.А., Кисель В.М. Нанесение теплозащитных и износостойких покрытий методом высокоскоростного воздушно-топливного напыления // Scientific proceedings of the International Scientific Conference «High technologies. Business». 2017. С. 33 – 36.

A NEW GENERATION OF ABLATIVE PROTECTIVE MATERIALS IN AEROSPACE TECHNOLOGY

Vartanyan M.A., Popova N.A., Shubabko O.E.
cjjg@mail.ru
Scientific adviser: Vartanyan M.A., Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Russian Chemical-Technological University named after D.I. Mendeleev, Moscow)

The paper discusses the basic principles of ablative materials operation, identifies the requirements for the operation of protective materials. The main classes of materials are presented, as well as methods for their manufacturing.

УДК 621.74.045

ФИЛЬТРАЦИОННАЯ СУШКА ФОРМ ПО ВЫПЛАВЛЯЕМЫМ МОДЕЛЯМ

Войнов Е.С.
voinovevgenii@mail.ru
Научный руководитель: С.П., Серебряков д.т.н., профессор; А.А. Акутин, к.т.н., доцент
(Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева, Рыбинск)

Представлено описание технологии фильтрационной сушки керамических оболочковых форм литья по выплавляемым моделям, разработанной для сокращения цикла сушки форм и улучшения их технологических параметров. Приведены результаты экспериментов по сушке образцов форм.

Производство отливок по выплавляемым моделям (ЛВМ) является распространенной и развивающейся технологией литья. Такие отливки выполняются из сплавов на основе алюминия, железа, меди и других металлов. В сравнении с другими технологиями литья ЛВМ отличается повышенными свойствами: качеством поверхности, точностью, возможностью изготовления сложных конфигураций изделий. Но в этом процессе литья есть проблемные особенности. Эти проблемы связаны с условиями сушки.

Традиционные методы сушки многослойных форм по выплавляемым моделям основаны на принципе газообмена между внешним потоком воздуха и парогазовой оболочкой поверхности сушимого слоя формы. Здесь даже при турбулентном потоке воздуха на поверхности сушимого слоя формы имеется ламинарный слой воздуха, при этом сушка идет за счет диффузии пара растворителя огнеупорной суспензии в ламинарном слое. Отсюда время сушки каждого слоя формы составляет десятки минут или часы.

Существует способ сушки слоев формы в вакууме [1]. Способ основан на известном теплофизическом явлении — снижении температуры испарения жидкостей с понижением давления. При данном способе сушки в вакууме достигались следующие её режимы для каждого из последующих после первого слоёв оболочковой формы на связующем материале Орг-1: при остаточном давлении 4-5 кПа продолжительность удаления влаги составляла 20 минут, а продолжительность обработки аммиаком – 10 минут, продолжительность проветривания на воздухе составляла 20 минут. Общее время цикла сушки одного слоя оболочковой формы (кроме первого слоя) составило 45 – 60 минут. Продолжительность

сушки первого (облицовочного) слоя составляет 60 – 70 % от общего времени цикла сушки каждого последующего слоя оболочковой керамической формы.

Но в описанном способе сушки в вакууме, также, как и в существующих способах сушки при атмосферном давлении, сохраняется проблема разностенности по высоте, изготавливаемой оболочковой керамической формы, возникающей из-за скапливания в виде утолщения слоя огнеупорной суспензии в нижних частях формы во время нанесения огнеупорной суспензии на модельный блок. Это утолщение слоя оболочковой формы сказывается в сторону увеличения на продолжительности сушки. Кроме того, утонение слоя вверху оболочковой керамической формы из-за стекания суспензии вниз приводит к тому, что приходится дополнительно наносить слои для обеспечения необходимой толщины оболочковой керамической формы и обеспечения тем самым необходимой её прочности.

Представляемый способ фильтрационной сушки тоже основывается на создаваемом при сушке разряжении, но во многом лишён перечисленных выше недостатков разработанных ранее способов сушки слоёв оболочковой керамической формы как при атмосферном давлении, так и при сушке в вакууме. Кроме того, этот способ обеспечивает улучшенные показатели по прочности и по качеству поверхности оболочковой формы.

Технология фильтрационной сушки разработана в РГАТУ на кафедре МЛС и описана в работах [2,3,4]. Существо технологии в том, что после нанесения на модель (или предыдущий слой формы) жидкой огнеупорной краски модель погружается в кипящий слой песка (песка обсыпочной фракции) и после отключения кипения за счет разности давлений над и под слоем песка создается поток воздуха по порам песка, который уносит пары растворителя краски. Пример схемы установки представлен на рисунке 1. Сушка происходит в объемно-сжатом состоянии, что предупреждает отслоения, трещины в форме, создает условия для повышения чистоты поверхности форм и отливок. Отмечены дополнительные эффекты по качеству форм: повышение их прочности на 10 – 20 %, уменьшение разностенности форм по высоте (вследствие «стекания» сушимой суспензии с модели под действием силы тяжести) в 2 – 3 раза. Но наиболее существенным достоинством этой технологии является сокращение цикла сушки форм в 2 -3 раза.

Одной из проблем в данной технологии является использование для сушки форм сосуда, работающего под повышенным давлением. Это требует особых мер безопасности и тщательной экспертизы установки в целом. Поэтому принято решение применить для организации процесса движения воздуха при сушке в опорном наполнителе вакуум [2]. Здесь пространство под слоем толщиной h зернистого огнеупорного материала вакуумируется (создается остаточное давление $p_{вак}$). При этом создается градиент давления воздуха в зернистом слое $(p_{ат}-p_{вак})/h=0,06…0,4$ МПа/м при реально возможной разнице давлений $p_{ат}-p_{вак}=0,03…0,08$ МПа и толщине зернистого слоя 0,2…0,5 м. Такого градиента достаточно для реализации процесса интенсивной сушки форм.

Конструкция установки (рис.1) включает корпус 1, в котором закреплены перфорированные перегородки 2, между ними зажата войлочная прокладка 3. В установку засыпают порцию зернистого огнеупора 4. В нижнюю часть корпуса под перегородками 2 вварены патрубки 5 и 7, в которых установлены вентили 6 и 8.

Способ осуществляется по следующему циклу. Вентилем 6 включают подачу воздуха для кипения слоя песка. В песок погружают модель (или модель с имеющимися на ней слоями огнеупорного покрытия), окрашенную огнеупорной краской. Отключают вентилем 6 подачу воздуха и включают вентилем 8 откачку воздуха из-под прокладки 3. После высыхания огнеупорной краски (время сушки определяется опытным путем) вентилем 8 отключают вакуумирование, включают вентилем 6 кипение слоя песка и извлекают модель с высохшим слоем краски. Следующий цикл сушки можно возобновить.

Для оценки влияния условий сушки на формирование свойств литейных керамических оболочковых форм выполнен эксперимент на лабораторной установке с объемом рабочей

цилиндрической емкости 1,6 дм^3, имеющей отдельные штуцеры подвода и откачки потока воздуха.

Для изготовления опытных образцов были использованы: электрокорунд различных марок (от 012 до 50), связующее - гидролизованый этилсиликат ЭТС - 40, сушильный агент - атмосферный воздух с температурой 20°С и относительной влажностью 60%, воздух на кипение слоя песка подавался из лабораторного компрессора, откачка воздуха из установки выполнялась водокольцевым вакуумным насосом марки ВВН-1,5М с мощностью двигателя 5,5 кВт.

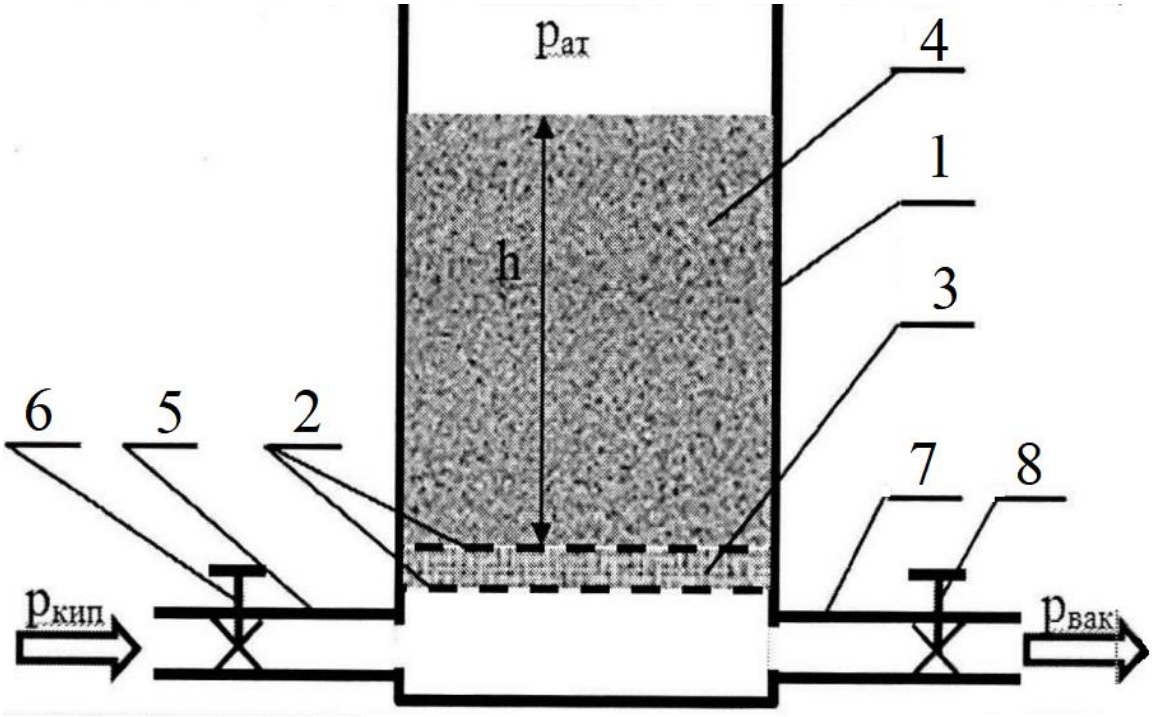


Рисунок 1. Схема установки для фильтрационной сушки

Время операции сушки опытных образцов форм - 30 мин. В ходе сушки определено остаточное давление воздуха под войлочной мембраной 0,05 МПа. Градиент давления при толщине слоя зернистого огнеупора h=0,15 м составлял 0,33 МПа/м. Были изготовлены образцы из 5 слоев огнеупорного покрытия по серийной технологии (сушка на воздухе в течение 3 час) и по технологии вакуумной сушки в слое зернистого огнеупора. На полученных образах определены плотность, газопроницаемость, прочность на изгиб, шероховатость поверхности.

Проведя сравнительный анализ полученных данных, были сделаны следующие выводы: разработанная технология изготовления оболочковых форм позволяет управлять прочностью оболочковых форм и при одинаковом количестве слоев оболочки получать более качественные, прочные, плотные формы с малым числом микропор без изменения химического состава связующего или замены материала основы.

При сушке форм по предлагаемой технологии скорость сушки в основном увеличивается за счет увеличения скорости проходящего над поверхностью слоя воздуха (рисунок 2). Одновременно наблюдается увеличение плотности оболочки за счет создания объемно напряженного состояния. Т.е. помимо сил смачивания, зерна удерживаются и внедряются в слой суспензии благодаря избыточному давлению воздуха. Это позволяет получить более прочную, плотную оболочковую форму без расслоений. Благодаря избыточному давлению, зерна располагаются более плотно и тем самым, увеличивается число контактов, что приводит к увеличению прочности и плотности формы. Число контактов в единице площади разрушения или объема оболочки увеличивается с уменьшением пористости.

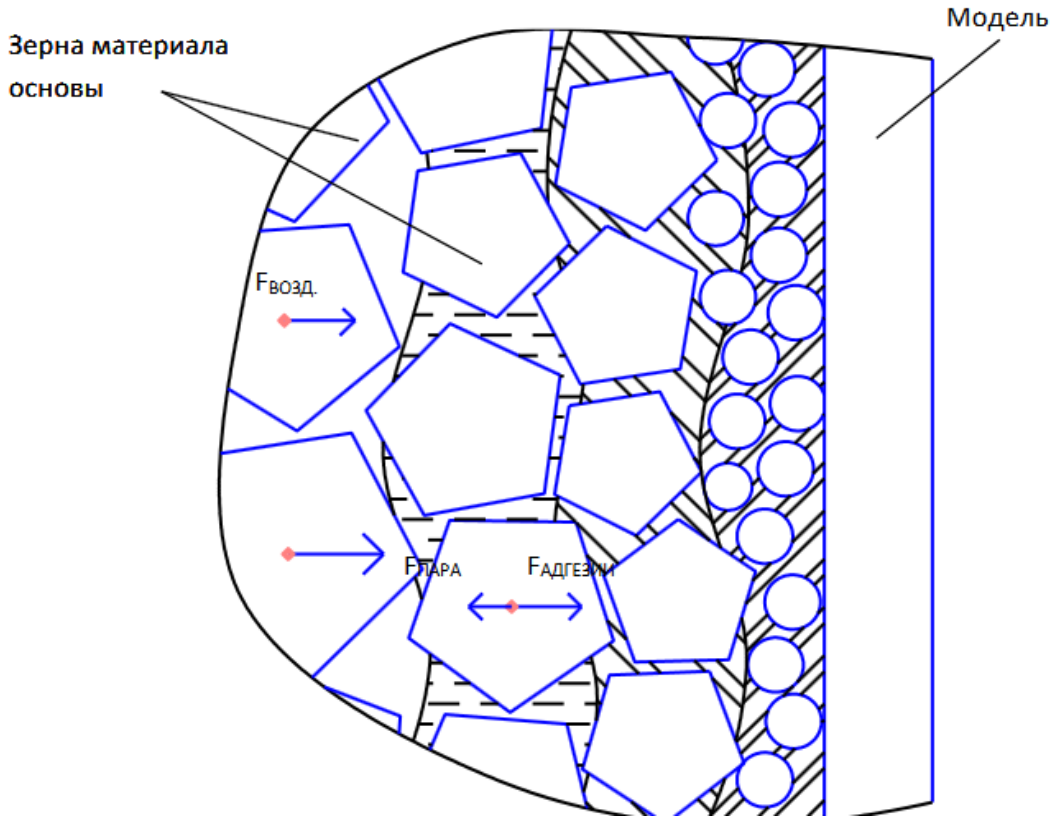


Рисунок 2. Схема формирования слоя оболочковой формы при сушке под избыточным давлением.

Исследование показало, что большие градиенты давления в рабочей полости установки при сушке негативно сказываются на качестве оболочковых керамических форм. Данный эффект предположительно может быть объяснен при детальном рассмотрении процесса сушки.

Разложим действующую на зерно формируемого слоя сумму сил на составляющие (см. рисунок 3).

$F_{ВОЗДУХА}$ - сила действующая на зерно при движении молекул воздуха, она пропорциональна градиенту давления воздуха при сушке слоя формы. Согласно предложенной схеме (рисунок 3) чем больше градиент давления воздуха при сушке, тем больше составляющая $F_{ВОЗДУХА}$, тем менее плотной связью будут обладать слои формы. Кроме того, в формируемом слое будут накапливаться напряжения, приводящие в последствии к растрескиванию слоя нанесенной суспензии и разупрочнению формы.

Для получения качественных керамических оболочковых форм предлагается создавать меньшие градиенты давления воздуха в рабочей полости установки при малых избыточных давлениях воздуха.

Но в такой технологии есть существенная проблема – резкое замедление процесса сушки в поднутрениях модели. Намечены мероприятия по снятию этого явления.

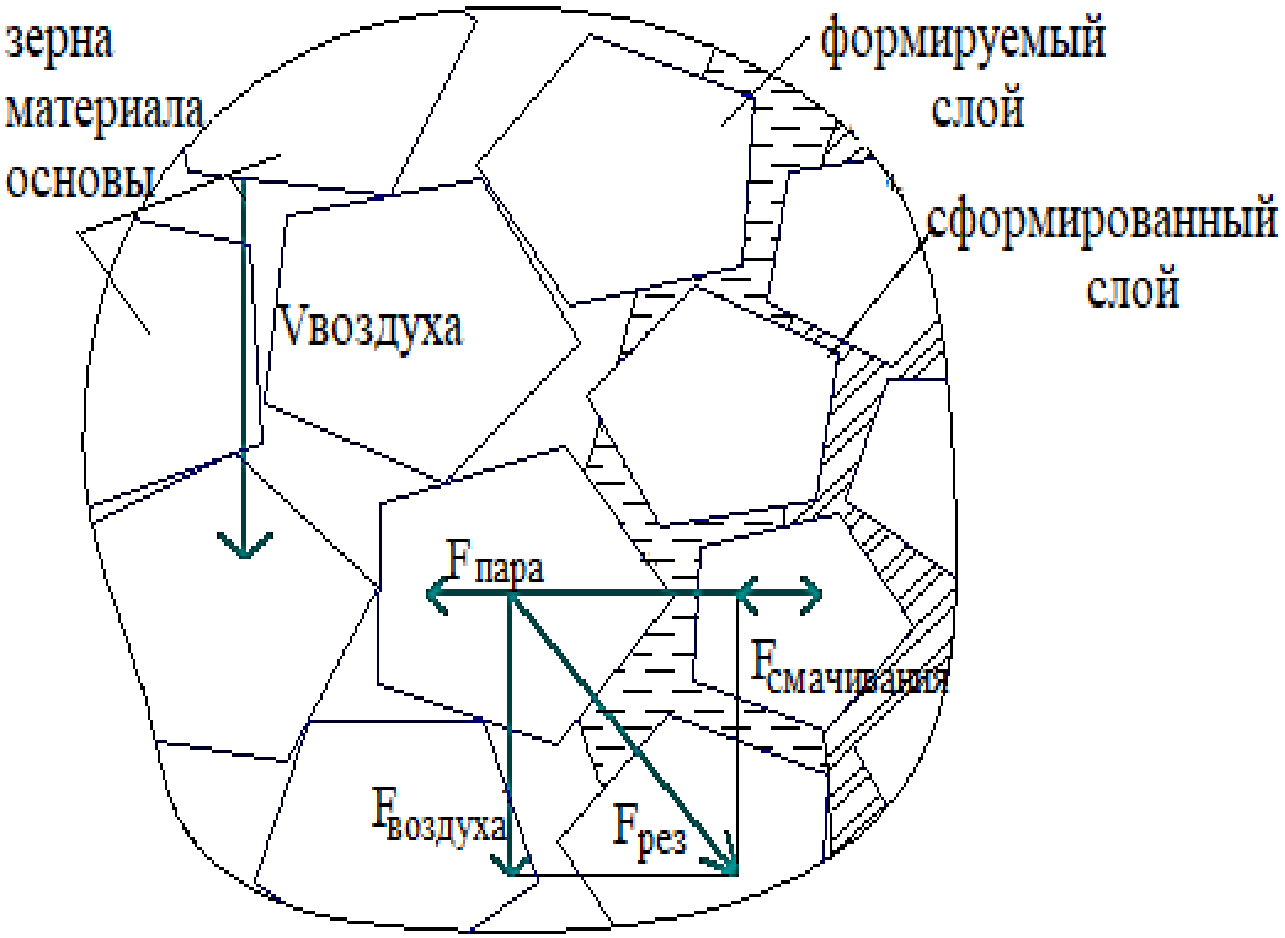


Рисунок 3. Силы, действующие на зерно при формировании слоя формы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Литьё по выплавляемым моделям// Под общей ред. Я. И. Шкленника, В. А. Озерова. – 3-изд., перераб. // М.: Машиностроение, 1984. – 408с.

2.Серебряков С.П., Редькин И.А., Матвеев А.С. Совершенствование процесса сушки литейных оболочковых форм. Заготовительные производства в машиностроении. 2015. № 2. С. 3-7.

3. Серебряков С П, Соколова Е В, Мусинов В В, Андреева Ю С. Способ изготовления оболочковых форм по выплавляемым моделям. Патент РФ № 2 647 074 от 13.03.2018.

4. Серебряков С.П., Акутин А.А., Козлов П.А. Устройство для сушки оболочковых форм по выплавляемым моделям. Патент на изобретение № 2731997 от 28.05.2019.

FILTRATION DRYING FORMS
FOR SMELTED MODELS

Voynov E. S.
voinovevgenii@mail.ru
Supervisor: S. P. Serebryakov, Doctor of Technical Sciences, Professor;
A. A. Akutin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Rybinsk State Aviation Technical University named after P.A. Solovyov, Rybinsk)

The article describes the technology of filtration drying of ceramic shell casting molds according to smelted models, developed to reduce the drying cycle of molds and improve their technological parameters. The results of experiments on drying mold samples are presented.

УДК 621.793

ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАЗМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ В МАШИНОСТРОЕНИИ

Габидуллин Р.Р.
gabidullinranil@gmail.com
Научный руководитель: С.В. Курынцев, к.э.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань)

В работе предоставлена информация о проблемах, связанных с ресурсосбережением в промышленности. Решение этих проблем может осуществляется при помощи методов газотермического напыления. Так же описываются общие принципы работы газотермического напыления. Кроме того, в работе рассматривается сущность и применение плазменного напыления и теплозащитных покрытий.

Введение

Современная промышленность стремительно развивается во всех сферах. Появляются новые технологии, которые позволяют быстро и экономично получить качественный продукт. Но этого недостаточно, важно, чтобы конечный продукт долгое время сохранял свои свойства и выполнял свои функции. Именно поэтому ресурсосбережение становится приоритетным направлением развития промышленности. Повышение работоспособности изделий может осуществляться многими методами. В машиностроении одним из перспективных направлений ресурсосбережения является нанесение специальных покрытий, которые обладают особыми свойствами в зависимости от поставленной задачи. Один из способов нанесения покрытий – это газотермическое напыление.

Основная часть

Газотермические методы напыления, появившиеся в двадцатом веке, до сих пор являются перспективными и активно применяются во многих сферах промышленности, в частности в машиностроении. Газотермическое напыление (ГТН) – это процесс нагрева,диспергирования, переноса частиц распыляемого материала газовым потоком и формирования на подложке (покрытие основного материала) компактного слоя напыляемого материала [1]. Процесс напыления во всех методах ГТН идентичен и его можно представить в виде принципиальной схемы, представленной на рис. 1.

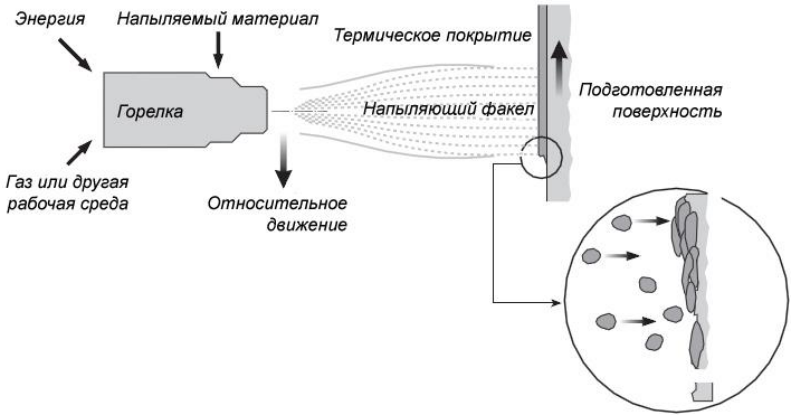


Рисунок 1 – Схема процесса ГТН

В горелку подается энергия, в большинстве случаев, для нагрева, рабочая среда (газ), напыляемый материал, который может быть в виде: порошка, проволоки или жидкости (раствор, суспензия). После напыляемый материал, попадая в газовый поток, плавится или нагревается и, распределяясь потоке в соответствие с законами газодинамики, соударяется с подготовленной поверхностью (подложкой).

Покрытие, получившееся в результате ГТН, является новым классом материалов, имеющих особые свойства, отличные от свойств основного металла. Оно должно соответствовать определенным требованиям, которые отражены в ГОСТе 28844-90 [2] и других нормативных документах, для выполнения специальных функций таких как: коррозионная защита, теплозащита, электроизоляция, жаростойкость, износостойкость и т.д. Каждый метод ГТН позволяет получить уникальные свойства покрытия, с заданными параметрами, которые задаются в зависимости от условий эксплуатации готового изделия. Наиболее популярные из них:

- Высокоскоростное газопламенное напыление;
- Электродуговая металлизация;
- Детонационное напыление;
- Газопламенное напыление;
- Плазменное напыление.

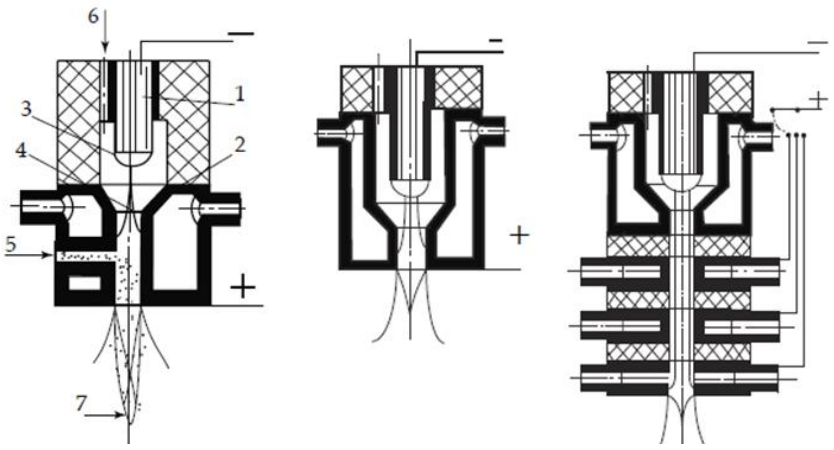
Основные характеристики и особенности выше указанных методов представлены в табл. 1 [3].

Таблица 1

Основные характеристики методов ГТН

Метод ГТН	**Адгезия; МПа**	**Производительность процесса; кг/час**	**Напыляемые материалы**
Высокоскоростное газопламенное напыление	80-100	2,0-3,0	Металлы, металлокерамики
Электродуговая металлизация	40-60	≤ 30,0	Металлы
Детонационное напыление	200-250	1,5-2,0	Металлы, металлокерамики, окислы
Газопламенное напыление	20-50	4,0-5,0	Металлы
Плазменное напыление	30-50	2,0-10,0	Металлы, металлокерамики, керамики

Особыми свойствами обладают покрытия, нанесенные плазменным методом. Плазменное напыление (ПН) является методом ГТН, без которого не может обойтись ракетно-космическая и авиационная промышленность, поскольку именно плазма позволяет привести тугоплавкий материал в пластичное состояние, что обеспечивает прочное сцепление напыляемого материала с подложкой. ПН выполняется при помощи плазмотрона – устройства для получения сжатой дуги, систем подачи порошка и рабочего газа. В совокупности это – плазменный распылитель (ПР), который состоит из катодный 1 и анодных 2 узлов рис. 2 (а). Дуга 4 образуется между катодом и анодом, причем анод охлаждается. В канал 5 подается порошок, в канал 6 плазмообразующий газ. На выходе образуется плазменная струя с частицами порошка 7. Кроме того, длину дуги на выходе можно контролировать, это осуществляется при помощи ПР самоустанавливающейся длинной дуги рис. 2 (б) и ПР с фиксированной длинной дуги рис.2 (в).



а *б* *в*

Рисунок 2 – Схема плазменных распылителей: а) устройство ПР:
1 – катод, 2 – анод, 3 – изолятор, 4 – дуга, 5 – подача порошка,
6 – подача плазмообразующего газа, 7 – плазменная струя с частицами порошка
б) ПР с самоустанавливающейся длинной дуги; в) ПР с фиксированной длинной дуги

Газотурбинные двигатели имеют большую стоимость, в следствии этого, при изготовление некоторых компонентов применяют ГТН, в частности плазменное напыление. Одно из таких покрытий это – теплозащитные покрытия (ТЗП), которое позволяют увеличить КПД, ресурс и надежность ГТД в несколько раз [4]. ТЗП – это покрытия, в чьи функции входят уменьшение температуры каких-либо компонентов деталей, которые подвержены воздействию больших температур. Требования к ТЗП очень строгие, поскольку в большинстве случаев их наносят на ответственные детали ГТД (лопатки турбины, камеры сгорания и т.д.), они должны выдерживать большие температуры, цикличное изменение температур и напряжения, вызванные условиями эксплуатации. Учитывая все требования покрытия, делают композиционными (многослойными). Существует четыре компонента ТЗП, которые сделаны из различных материалов и выполняют определенные функции:

1) Подложка (защищаемая поверхность) чаще всего это жаропрочный сплав на основах: Ti, Ni и т.д. Поверхность подложки и является объектом защиты от воздействия высоких температур.

2) Подслой – устойчивое против окисления жаростойкое металлическое покрытие с толщиной 75 – 150 мкм, и оно, по существу, определяет возможность отслаивания ТЗП и частично выполняет функцию термобарьера. Подслой обычно наносят из сплавов NiCrAlY, или NiCoCrAlY рис. 3.

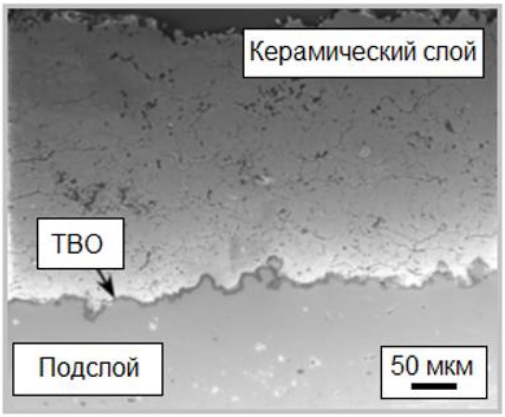


Рисунок 3 – Микроструктура ТЗП

3) Термически выращенный оксид (ТВО) – это оксидная пленка, имеющая относительно небольшую толщину 1–15 мкм. Она располагается между подслоем и керамическим покрытием. При пиковых температурах подслоя (≈ 750℃), которые достигаются в процессе эксплуатации, происходит окисление, что приводит к неизбежному формированию ТВО. Кроме того, процесс формирования ТВО проектируется вместе с подслоем, чтобы обеспечить медленный рост, однородность и бездефектность.

4) Керамическое поверхностное покрытие – обеспечивает термоизоляцию и обычно состоит из керамики с минимальным коэффициентом теплопроводности.

Все эти четыре компонента позволяют снизить температуру защищаемой поверхности на (100–300) ℃.

Заключение

Плазменное напыление все еще является перспективным методом ГТН. При помощи него можно решить ряд проблем, связанный не только с ресурсосбережением, но и с сохранением свойств основного материала, при еще больших температурах. Так же, большое внимание стоит уделить ТЗП и его компонентам, поскольку развитие каждого слоя с точки зрения материалов может привести к положительным результатам. Ведь, к сожалению, большинство материалов (порошков), применяемых в производстве, импортные, в следствии этого появляется проблема импортозамещения.

Таким образом, методы ГТН, в частности плазменное напыление, являются востребованными технологиями в промышленности, поскольку в век непрерывного производства и эксплуатации важно сохранять и экономить ресурс.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. В.А. Барвинок, А.А. Лозонов, В.А. Тарасов Газотермическое напыление // Старая Басманная 2015. С. 9–173.

2. https://docs.cntd.ru/document/1200014777 – ГОСТ 28844-80 «Покрытия газотермические упрочняющие и восстанавливающие».

3. Н.Н. Рыкалин, И.Д. Кулагин, М.Х. Шоршоров, В.В. Кудинов, Ю.Л. Красулин Теплофизика плазменного напыления, наплавки, резки и сфероидизации // Наука 1973. С. 50–66.

4. Т.А. Ильинкова Исследование конструкционной прочности материалов с газотермическими покрытиями и методы ее повышения // учебное пособие 2013. С. 1-29.

APPLICATION OF PLASMA SPRAYING IN MECHANICAL ENGINEERING

Gabidullin R.R.

gabidullinranil@gmail.com

Supervisor: S.V. Kuryntsev, Candidate of Economic Sciences, Associate Professor

(*Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan*)

The paper presents information about the problems associated with resource conservation in industry. The solution of these problems can be carried out using methods of gas-thermal spraying. The general principles of operation of thermal gas spraying are also described. In addition, the paper considers the essence and application of plasma spraying and heat-protective coatings.

УДК 629.735.33.002.3

АНАЛИЗ СПОСОБОВ УСТАНОВКИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ В ТРЕХСЛОЙНЫЕ СТРУКТУРЫ

Газимов А.А.
soarrring@gmail.com
Научный руководитель: Р.Н. Сунгатуллин, старший преподаватель
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В настоящей работе рассматриваются различные способы установки металлических закладных и вклеиваемых элементов в трехслойные структуры с композитными обшивками. Такие соединения могут широко применяться в авиационной и наземной технике и имеют конструкторский интерес.

На крупногабаритных изделиях из композиционных материалов зачастую возникает необходимость в установке металлических элементов. В случае, если в местах соединения композитной и металлической частей конструкции композит имеет малую толщину, спектр способов установки металлических элементов весьма ограничен и зачастую подразумевает закрепление путём обхвата композита с обеих сторон обшивки.

В случае заполнителей, образованных оболочками (сотовые, гофровые) берется в учет тот факт, что тело достаточно простой геометрии может касаться заполнителя только в некотором количестве линий соприкосновения, что ставит эти заполнители в меньшую технологическую предпочтительность. Однако известны технологии установки закладных гаек в плоскую трехслойную сотовую сэндвич-панель в исполнении глухих и сквозных отверстий (рисунок 1) [5].

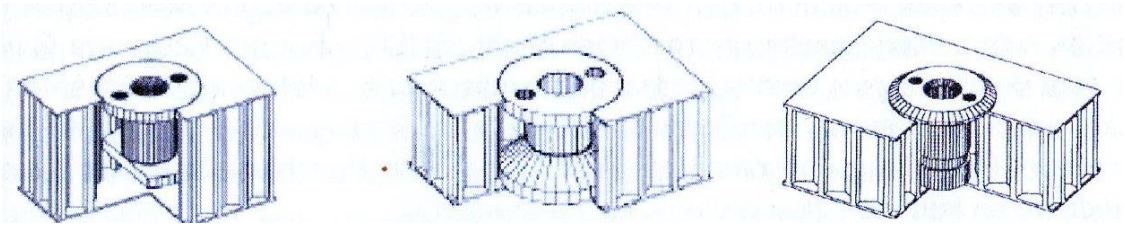


Рисунок 1 – Закладные гайки, вклеенные в сотовую сэндвич-панель

В представленном примере место в структуре под закладную гайку рассверливается в обшивке по диаметру утапливаемого фланца и в заполнителе по 1,5 этого диаметра. Пространство, образованное в заполнителе, наполняется вспененным клеем (по сути, образуется пенопласт) и закладывается втулка. Таким образом получают легкое соединение закладного элемента с сэндвич-панелью. Наименее надежной частью такой конструкции будет выступать образуемая клеевая пена. Схожим образом может быть образовано соединение закладной гайки с гофровым заполнителем в сэндвич-панели. Этот способ установки требует дополнительных приспособлений для позиционирования закладных элементов, т. к. отверстия в обшивке под них исполняются с гарантированным зазором, а в случае глухого отверстия положение втулки может быть отклонено от необходимого положения между обшивками.

Также известен патент «Опорный узел трехслойной панели» [3]. Изобретения предлагается использовать для осуществления соединений трехслойных сотовых конструкций между собой и с другими элементами космических платформ. На рисунке 2 изображен опорный узел, соединенный с трехслойной конструкцией посредством кольцевой проточки, выполненной в сэндвич-панели. Втулка является тонкостенной, а на внутренней

поверхности выполнены кольцевые выступы клиновидного сечения для зацепления с сотовым заполнителем.

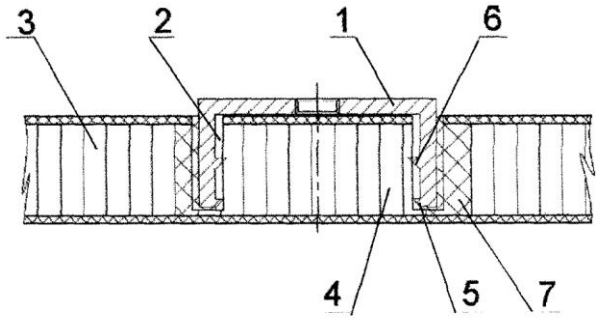


Рисунок 2 – Опорный узел трехслойной панели, где *1* – тонкостенная втулка; *2* – кольцевая проточка; *3* – трехслойная панель; *4* – центральный сотовый сердечник; *5, 6* – кольцевые выступы клиновидного сечения; *7* – вспенивающаяся клеевая композиция

Втулка также соединяется посредством вспененной клеевой композиции, которая в свою очередь может быть армирована рубленным волокном. Такое решение позволяет установить соединение с высокой точностью при невысокой трудоемкости, также оно может быть использовано для соединения с криволинейной сотовой трехслойной конструкцией.

В случаях, в которых использование гофровых и сотовых заполнителей не оправданы, могут использоваться пенопласты. Например, если изделие имеет сложную геометрию и обшивки трехслойной структуры формуются вместе с внедренным заполнителем.

В таких случаях закладывание металлических элементов оказывается более простым и возможно при использовании обычного эпоксидного невспененного клея.

Если изделие изготавливается методом вакуумной инфузии, то технология обеспечивает ровную геометрию лишь со стороны аэродинамического обвода, а значит, верхний композитный слой трехслойной структуры будет иметь неровную поверхность. В таком случае может быть произведена механическая обработка поверхности для придания ей плоской или другой удобной геометрии. Монолитность пенопласта, используемого в качестве заполнителя, позволяет исполнить в трехслойной структуре цилиндрические и нецилиндрические глухие отверстия, в которые в последующих технологических операциях можно вклеить металлические элементы. Точность исполнения нецилиндрических отверстий может быть обеспечена, в таком случае, с квалитетом не менее 10, цилиндрических – не менее 9. Точное позиционирование элементов в посадке может быть обеспечено применением дополнительных приспособлений для вклеивания.

На рисунке 3 представлено одно из эффективных применений трехслойной структуры с пенистым заполнителем. В глухие отверстия в теле заполнителя вклеены втулки с внутренней резьбой. Как известно, на прочность адгезионного соединения влияет пористость субстратов, поэтому при выборе клея необходимо это учесть. В случае рационального выбора клея, он растекается по каналам пористого пенопласта и приходит к сильному зацеплению за материал пенопласта.

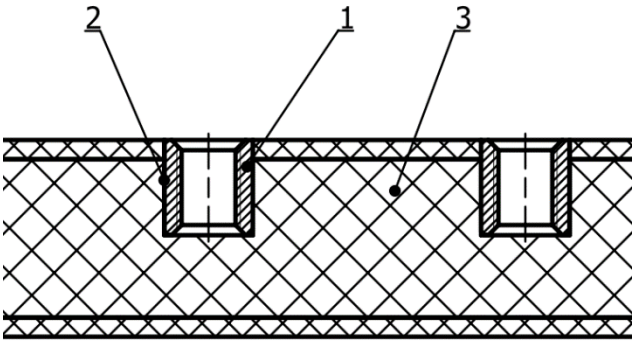


Рисунок 3 – Пример использования трехслойной структуры с пенистым заполнителем со вклеиваемыми втулками, где *1* – втулка, *2* – клеевой слой, *3* – трехслойная конструкция

Другой вариант – вклеивание элементов на внешней резьбе (рисунок 4). В таком случае, клей может выдержать большие усилия вытягивания элемента из отверстия за счет механического сцепления с резьбой.

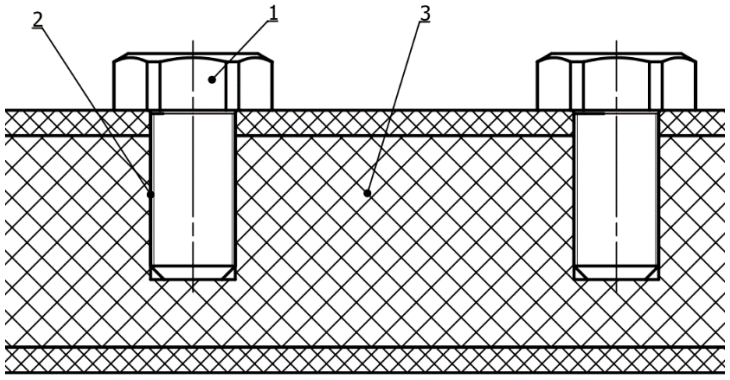


Рисунок 4 – Пример использования трехслойной структуры с пенистым заполнителем со вклеиваемыми болтами, где *1* – болт, *2* – клеевой слой, *3* – трехслойная конструкция

Известно, что трехслойная панель может быть разрушена одним из нескольких способов, в зависимости от геометрических и производственных характеристик панели, а также от того, какие нагрузки она воспринимает. Обшивка может быть разрушена при растяжении, сжатии, сдвиге и локальном короблении. Заполнитель может быть разрушен при сдвиге или раздавливании. Слой композита может отделиться от заполнителя из-за сдвига или нормального растягивающего напряжения по адгезионному соединению.

Если трехслойная структура в конструкции используется для размещения вклеиваемых элементов, то разрушение также может спровоцировать наличие отверстий (концентратор напряжений). В случае, если закрепляемый элемент достаточно массивен, а конструкция работает при переменных перегрузках и вибрации, велика вероятность разрушения клеевого соединения.

Механическая обработка неровной поверхности, образованной вакуумной инфузией, приведет к разупрочнению композитной обшивки.

Нестабильный температурный режим при эксплуатации может привести к разупрочнению сэндвич-конструкции на отдир [4].

В результате испытаний образцы были разрушены по пенопласту. Из этого можно сделать вывод, что клеевое соединение пенопласта и углепластика, а также соединение в результате пропитки «зацело» прочнее материала пенопласта.

Предлагается использование в качестве трехслойной структуры следующего пакета материалов:

– Нижняя обшивка: арматура – углеродная ткань 22502 (саржа 2х2, 200 г/м^2, НТА403К);

– Заполнитель: полиимидный пенопласт АКРИМИД С40;

– Верхняя обшивка: арматура – углеродная ткань 22502 (саржа 2х2, 200 г/м^2, НТА403К);

– Связующее: эпоксидная смола SR 8100, отвердитель SD 8822

Предполагается, что изделие с рассматриваемой «сэндвич»-конструкцией изготавливается методом вакуумной инфузии [2]. Последовательность изготовления такова:

1. Выкладка, пропитка и отверждение нижнего слоя. Толщина слоя – 2 мм.
2. Приклеивание пенопласта на связующее. Толщина пенопласта – 25 мм.
3. Выкладка верхнего слоя поверх акримида, пропитка и отверждение. Толщина – 2 мм.

Были проведены испытания образцов по ГОСТ Р 56783-2015 «Метод определения предела прочности на растяжение перпендикулярно к плоскости "сэндвич"-конструкций». Результаты испытаний отражены в таблице 1 и на рисунке 5.

Таблица 1

Результаты испытаний на отрыв

	Номер образца	Толщина образца, мм	Ширина образца, мм	Максимальная нагрузка, кН	Напряжение при максимальной нагрузке, МПа
	3	100,000	100,000	15,386	1,539
	4	100,000	100,000	14,847	1,485
Среднее значение	-	100,000	100,000	15,116	1,512
Минимальное значение	-	100,000	100,000	14,847	1,485
Величина диапазона	-	0,000	0,000	0,539	0,054
Максимальное значение	-	100,000	100,000	15,386	1,539
Коэффициент вариации	-	0,000	0,000	2,521	2,521
Среднеквадратичное Отклонение	-	0,000	0,000	0,381	0,038
Медиана	-	100,000	100,000	15,116	1,512

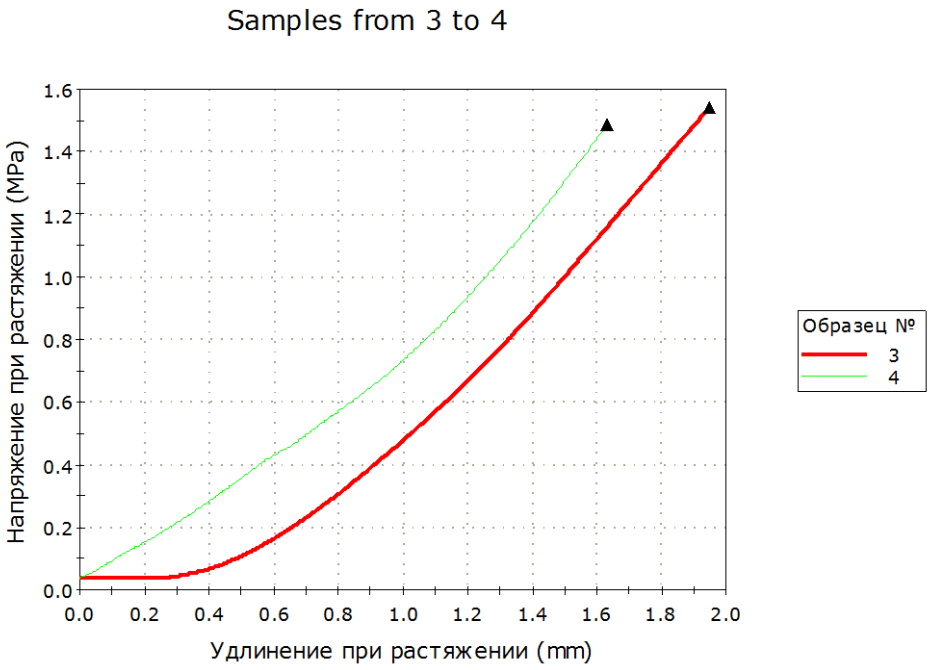


Рисунок 5 – Диаграммы растяжения образцов

Согласно графика на рисунке 4 разрушение произошло при напряжении, приблизительно равном 1,5 МПа. Удлинение при разрушении составило 1,6 мм при ширине образца 29 мм.

Таким образом, трехслойная структура с заполнителем из полиимидного пенопласта показала удовлетворительные результаты по испытанию и может быть использована в конструкции композитных изделий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Гиясов, Б. И. Трёхслойные панели из полимерных композиционных материалов: учебное пособие / Гиясов Б. И., Серёгин Н. Г., Серёгин Д. Н. - Москва: Издательство АСВ, 2015. - 64 с. - ISBN 978-5-4323-0111-6.

2. Халиулин, В. И. Технология производства композитных изделий: учеб. Пособие для студ. вузов / В.И. Халиулин, И.И. Шапаев; Мин-во образ-я и науки РФ; КГТУ им. А.Н. Туполева. - Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. - 332 с. - URL: http://elibs.kai.ru/_docs_file/775636/HTML/index.html. - ISBN 5-7579-0626-X: 150.00 р.

3. Опорный узел трехслойной панели: пат. 2242369 Российская Федерация, МПК[7] B32B 3/12, B32B 3/06 / авторы и заявители Степанов Н.В.; патентообладатель ФГУП «Технология»

4. Jansson, J.-F., Olsson, K.-A. and Sörelius, S.-E., Fiber reinforced plastics 2. Composite Properties—Laminate Calculations—Sandwich Theory—Design and Construction 2nd edition, Swedish Tech Books, Solna, Sweden, 1992.

5. Enders G.-C. Beitrag zur Gestaltung, Auslegung und Optimierung von Kernverbunden für die Luftfahrtanwendung: der Dissertation, Shweinfurt, 2009.

THREE-LAYER STRUCTURES IN COMPOSITE PRODUCTS

Gazimov A.

soarrring@gmail.com

Supervisor: R. Sungatullin, Senior Lecturer

(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan*)

Abstract. In this work, we consider the concept of using polyimide foam ACRIMID as a filler in a three-layer structure, as well as the use of a three-layer structure in a composite product made of carbon fiber by vacuum infusion. The solution is designed to provide the possibility of connecting the structure with metal elements (bushings, adapters).

УДК 621.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ПРЕСС-ФОРМЫ МАШИНЫ ЛПД ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛИ КОРПУС ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА

Галимов Д.И.
damgalimow@yandex.ru
Научный руководитель: Р.М. Янбаев, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н.Туполева – КАИ, г. Казань)

В статье приведены результаты исследований влияния температурных полей на образование дефектов в процессе литья под давлением детали Корпус из алюминиевого сплава, а также разработаны рекомендации для их устранения.

Деталь, корпус манометра «САПФИР 22-МП-ВН», выполняется путем литья под давлением алюминиевого сплава АК-12ПЧ ГОСТ 1583-89. Параметры литья указаны в таблице 1.

Таблица 1

Параметры литья

Масса детали	0,450 кг.
Масса отливки	0,600 кг.
Масса литника системы	0,260 кг.
Масса металла на отлив	0,860 кг.
Изоляционное покрытие	Воск -50% Стеарин -25% Парафин-25%
Нагрев формы	Пробная заливка от 180-200 ^{o}C
Способ охлаждения	Водяное
Температура металла	630-680 ^{o}C
Выдержка отливок в форме	20-50 сек.
Скорость или усилие запрессовки	900-1200 кП/см^2

В результаты литья под высоким давлением (далее – ЛПД), при соблюдении параметров указанных выше в таблице 1 возникают деффекты которые изменяют геометрическую форму детали корпус. В результате чего возникают трудности при сборке, портят внешний вид прибора, что приводит ее в негодность. Процент брака в результате литья под давлением состовляет 25%. Некторые виды брака указаны ниже в таблице 2.

Таблица 2

Дефекты, полученные в результате ЛПД

Изображение дефекта.	**Предположительные причины образования дефектов.**
	На фотографии изображены дефекты резьбы. Предположительно: • Недостаточная газопроницаемость литейной формы • Большая скорость заливки. Скорость заполнения формы превышает возможность формы по отводу из нее газов, газовые пузырьки захватываются и внедряются в отливку.
	На фотографии изображены дефекты ы корпусе. Предположительно: • Недостаточная газопроницаемость литейной формы.
	На фотографии изображены дефекты в корпусе. Предположительно: • Недостаточная газопроницаемость литейной формы. • Неполное удаление из оболочки формы остатков модельного состава.

Брак литья позволил определить возможные причины его возникновения, а именно температурный режим пресс-формы. На температуру пресс-формы влияет температуры заливаемого сплава. В нашем случае она составляет 630-680 ^{0}C. Выдержка отливки в течение 20-50 секунд в пресс-форме чрезмерно разогревает ее.

Температурные поля в различных частях пресс-формы были сняты с помощью хромель-алюмелевых термопар и зафиксированы и зафиксированы потенциометром HIOKI. Эксперимент проводился одновременно с помощью 5-ти термопар. В результате выявлены

зоны с критической температурой прогрева пресс-формы. Это зоны вкладышей, рассекателя, питателей и зоны промывников. В результате годными без брака получаются только первые 5-6 отливок. Далее пресс-форма недопустимо разогревается и имеет место брак. Причем, при попытке уменьшения времени выдержки отливки в пресс-форме, возникают проблемы при ее извлечении, вплоть до разрушения отливки, что недопустимо.

Более того, недопустимый разогрев пресс-формы приводит к образованию значительного парциального давления паров изоляционного покрытия, что препятствует нормальному заполнению полости формы и значительно снижает приведенную газопроницаемость пресс-формы через вентиляционные каналы, что и приводит к браку отливок.

В результате проведенного исследования температурных полей выработаны рекомендации для снижения брака литья:

1. Увеличить суммарную площадь поперечного сечения вентиляционных каналов
2. Отфрезеровать по плоскости разъема глубиной 0,15 мм дополнительно 4 вентиляционных канала.
3. Увеличить объем промывников на 25-30 %
4. Увеличить температуру заливки сплава до 700-720 ^{0}C одновременно уменьшив время выдержки отливки в пресс-форме. Обязательно провести модифицирование сплава солями бария.
5. Спроектировать и изготовить систему охлаждающих каналов с тыльной стороны вкладышей пресс-формы

INVESTIGATION OF THE TEMPERATURE MODE OF OPERATION OF THE PRESS MOLD OF THE LPD MACHINE DURING THE MANUFACTURE OF THE PART. THE BODY IS MADE OF ALUMINUM ALLOY

Galimov D.I.
damgalimow@yandex.ru
Supervisor: R.M. Yanbaev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The article presents the results of studies of the influence of temperature fields on the formation of defects in the process of injection molding of a body made of aluminum-aluminum alloy, as well as recommendations for their elimination.

УДК 621.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ, МАЛОУСТОЙЧИВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОНЦЕВЫМИ ФРЕЗАМИ

Галимов Д.И.
damgalimow@yandex.ru
Научные руководители: А.И. Абдуллин;
В.Н. Иванова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В статье приведены результаты исследований фрезерования тонкостенных малоустойчивых поверхностей концевыми фрезами.

В любой отрасли промышленности одним из важных направлений является внедрение в производство прогрессивной технологии, высокопроизводительного оборудования и инструмента, современных форм организации и управления производством. Процесс изготовления корпусных деталей механическим путем заключается в срезании с заготовки припуска с целью получения детали требуемой формы, размеров и шероховатости обработанных поверхностей. Основными видами обработки резанием являются: точение, строгание, сверление, фрезерование, шлифование. Эти виды обработки осуществляют на металлорежущих станках различными режущими инструментами – резцами, сверлами, фрезами и другими.

Значительную долю в парке металлорежущего оборудования составляют фрезерные станки. На некоторых предприятиях это примерно пятая часть от всего заводского парка станков. На фрезерных станках выполняют очень широкий круг работ, ведь фрезерованием можно получить почти любые поверхности. В последнее время значительно расширилось применение фрезерных станков с числовым программным управлением (ЧПУ), которые позволяют разрешить одну из актуальных современных проблем – автоматизацию серийного и, особенно, мелкосерийного производства. Получили дальнейшее развитие многоцелевые станки (обрабатывающие центры), на которых производят комплексную последовательную обработку деталей различными инструментами с автоматической их сменой. Современные фрезерные станки достаточно сложны и работа на них требует от рабочего больших профессиональных знаний и навыков.[1]

Специфика механической обработки тонкостенных деталей, связанна с повышенным риском возникновения брака вследствие их деформации под действием сил резания и закрепления. Данная проблема актуальна для аэрокосмической отрасли, поскольку использование тонкостенных деталей позволяет снизить массу летательного аппарата. В настоящее время эта проблема недостаточно проработана и нуждается в дополнительном изучении.

Механическая обработка тонкостенных деталей на металлорежущих станках обычно сопровождается повышенным риском получения брака вследствие податливости деталей под действием сил резания и закрепления. Обработку таких деталей обычно выполняют в специальных приспособлениях, благодаря которым механическая жесткость деталей в системе «деталь—приспособление» повышается до приемлемого «бездеформационного» уровня. Это позволяет обрабатывать тонкостенные детали на стандартных (нормативных) режимах резания. Изучается также возможность обработки тонкостенных деталей в стандартных приспособлениях на специальных «мягких» режимах с пониженными силами резания, при которых технологическая деформация деталей находится в диапазоне допустимых значений. Сопоставляя эти два подхода, можно отметить следующее. Первый подход (обработка на стандартных (нормативных) режимах резания в специальных приспособлениях) позволяет применять апробированные технологические процессы. Однако необходимость создания при этом специальных приспособлений требует значительных материальных, производственных и временных затрат. Это удорожает технологическую подготовку производства и увеличивает ее сроки. Достоинствами второго подхода (обработка на специальных «мягких» режимах резания в стандартных приспособлениях) являются меньшие ресурсоемкость и продолжительность технологической подготовки производства. Очевидно, что первый подход предпочтителен для применения при изготовлении однотипных тонкостенных деталей большими партиями. В этом случае окупаются затраты на создание специальной технологической оснастки. Второй подход удобно применять в условиях частой сменяемости номенклатуры деталей при изготовлении их в ограниченном количестве.[2,3]

Тонкостенными, неустойчивыми условимся называть поверхности деталей, у которых при их обработке на стандартных (нормативных) режимах резания в стандартных приспособлениях возникают упругие перемещения h обрабатываемой поверхности,

соизмеримые с шириной поля допуска H или превышающие ее на размер D поверхности, подвергаемой обработке. Предположим также, что в соответствии с центральной предельной теоремой статистики случайные отклонения величины h подчиняются закону нормального распределения N (μ, σ). Зададимся при этом условием, согласно которому размах случайных отклонений величины h измеряется утроенным значением среднего квадратичного отклонения (±3σ) функции плотности распределения вероятностей случайной величины h. Тогда, в качестве меры технологической деформации h тонкостенных деталей логично принять ширину поля допуска H на размер D. С учетом принятых допущений масштаб упругих деформационных перемещений h обрабатываемой поверхности детали можно охарактеризовать двумя возможными исходами (рисунок 1): допустимые упругие перемещения (исход 1) — перемещения обрабатываемой поверхности детали в области h1, которая располагается с вероятностью, близкой к единице, в поле допуска H на размер D детали между границами его верхнего и нижнего отклонения: (h1 ∈ H) ∧ (|h1| ≤ |H|); недопустимые упругие перемещения (исход 2) — перемещения обрабатываемой поверхности детали в области h2, которая ограничивается сверху интервалом приемлемой деформации h1 и лежит вне поля допуска H на границе нижнего отклонения размера D детали или ниже этой границы: h2 ∉ H() ∧ (|h2| ≥ |H|).[3,4]

Исходим из того, что современные наука и практика развивают два базовых подхода к выбору условий механической обработки тонкостенных деталей:

• в специальных приспособлениях при использовании стандартных (нормативных) режимов резания (СпПр&СтРр);

• в стандартных приспособлениях при использовании «мягких» специальных режимов резания (СтПр&СпРр).

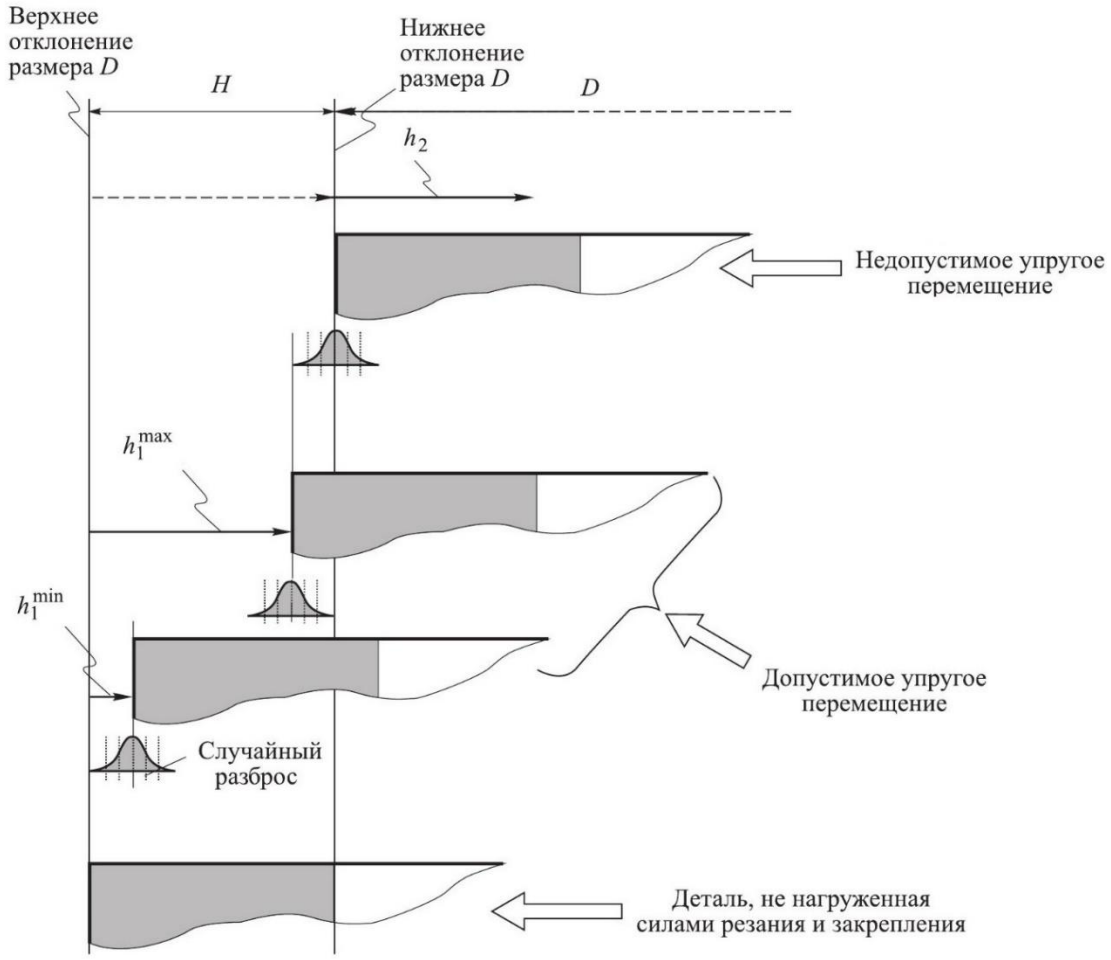


Рисунок 1- Схема упругого перемещения обрабатываемой поверхности тонкостенной детали.

Дополним эти альтернативы двумя вариантами условий обработки, занимающими промежуточное положение:

• в стандартных приспособлениях при использовании стандартных (нормативных) режимов резания (СтПр&СтРр);

• в специальных приспособлениях при использовании специальных режимов резания (СпПр&СпРр).

Выделенные четыре варианта условий обработки образуют множество базовых альтернатив изготовления тонкостенных деталей. Каждая альтернатива задается видом станочного приспособления (стандартное или специальное) и режимом резания (стандартный (нормативный) или специальный «мягкий»).

Таким образом, можно прогнозировать, что, имея достаточную жесткость пары «деталь—приспособление», и подобрав правильную стратегию обработки в совокупности с «мягкими», специально подобранными, режимами резания, мы можем получить тонкостенную деталь, с заданными параметрами точности и шероховатости.

Заключение

В результате проведенных исследований процесса фрезерования тонкостенных, малоустойчивых поверхностей концевыми фрезами, можно сделать следующие выводы:

- Использование стандартных зажимных приспособлений, оправдано и дает хороший результат.

- Использование специальных «мягких» режимов резания, снижающих силу резания, на тонкостенных деталях, оправдывает себя, в рамках мало-серийного производства.

- Использование режимов с пониженными силами резания, дают предсказуемый результат, на поверхностях определенных размеров.

- Концевые фрезы с PVD покрытием, подходят для обработки тонкостенных, малоустойчивых поверхностей.

- Для достижения результата, достаточно набора стратегий и траекторий, входящих в набор CAM системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Внуков Ю.Н. Стенд для исследования механических колебаний при фрезеровании маложестких деталей концевыми фрезами. / Ю.Н. Внуков, В.А. Логоминов, П.А. Каморкин // Резание и инструмент в технологических системах. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2011 – вып. 79 – с.32-37.

2. Метод определения условий механической обработки тонкостенных деталей С.С. Гаврюшин, А.Д. Жаргалова, Г.П. Лазаренко, В.И. Семисалов МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

3. Ю.Н. Внуков, д-р техн. наук, С.И. Дядя, канд. техн. наук, Е.Б. Козлова, Запорожье, Украина «О влиянии конструктивных и геометрических характеристик концевых фрез на виброустойчивость процесса фрезерования»

4. Справочник фрезеровщика / Л.Н. Бердников, В.Ф. Безъязычный, В.Н. Крылов, Е.М. Большаков, П.Д. Мотренко; под. ред. В.Ф. Безъязычного. М.: Машиностроение, 2010. – 272 с.:

RESEARCH OF THE PROCESS OF MILLING THIN-WALLED, LOW-RESISTANT SURFACES WITH END MILLS

Galimov D.

damgalimow@yandex.ru

Supervisors: A. Abdullin

V. Ivanova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The article presents the results of studies of milling thin-walled unstable surfaces with end mills.

УДК 669

CO_2 CORROSION IN LOW-ALLOY STEELS FOR OIL APPLICATIONS. HEAT TREATMENT, REACTION PRODUCTS AND KINETICS

Garaev R.

ran.garaev@yandex.ru

Supervisor: A. Krylova, Candidate of Pedagogic Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article analyzes the influence of heat treatment and external conditions on CO_2 corrosion resistance that mainly depends on element content and structure. Found that as-quenched material shows the highest corrosion rates due to high lattice strains and fully dissolved chromium. Tempering heat treatment improves corrosion resistance and reduces material hardness. Corrosion rates increase with temperature increasing. After examining the scientific literature, it was determined that corrosion products occur in different forms due to different environment conditions such as pressure, external substances and temperature.

Corrosion is the spontaneous destruction of metals and alloys as a result of chemical, electrochemical reaction with the environment. The cause of corrosion is the thermodynamic instability of structural materials with contacting substances. Metal converts into a more stable form such as sulfide, hydroxide, or oxide.

Carbon dioxide in an aqueous solution can be in a dissolved form, in the form of undissociated molecules of carbonic acid, bicarbonate ions (HCO^{3-}) and carbonate ions (CO_3^{2-}). The maximum concentration of carbon dioxide dissolved in water is 0.08%.

As a result, solid presipitates of iron carbonate ($FeCO_3$) are formed on the metal surface of the pipe wall, which serve as barrier elements and prevent further development of the corrosion process. However, under certain conditions, corrosion damage to steels in the presence of carbon dioxide is localized and manifests itself in the form of pittings of various sizes. Localized corrosion in these places can reach several mm per year.

The purpose of our study was to analyze proposals for improving corrosion resistance in a CO_2 environment based on the results of scientific articles.

Scientists proposed different corrosion mechanisms in CO_2 environment: direct reductions of H^+, H_2O, H_2CO_3, and HCO^- [1].

$$2H_2CO_3 + 2e \rightarrow H_2 + 2HCO_3 \quad (1)$$

$$2HCO_3^- + 2e \rightarrow H_2 + 2CO_3^{2-} \quad (2)$$

$$2H^+ + 2e \rightarrow H_2 \quad (3)$$

$$2H_2O + 2e \rightarrow H_2 + 2OH^- \quad (4)$$

The cathodic reaction strongly depends on the pH value. In this way, the cathodic reaction of low-Cr steel may change with the progress of corrosion as a result of the pH value changing.

At the higher pH level (pH > ~5), the cathodic process was independent of hydrogen ion. The dominant cathodic reaction was the direct reduction of H_2CO_3, which was under activation control.

(2) At the lower pH level (pH < ~3.5), the order of reaction reached approximately 0.8 and remained unchanged. H+ reduction became the dominant cathodic reaction, and the corrosion was under diffusion control.

(3) In the intermediate area (~3.5 < pH < ~5), the order of reaction changed from zero to positive with decreasing pH value. Both H+ and H_2CO_3 reduction occurred in this pH range, and

H+ reduction became increasingly strong, whereas H_2CO3 reduction became weaker as the pH value decreased. The corrosion in this pH range was under a mixed control (activation-diffusion control) [1].

Quenching heat treatment forms in material small structures such as martensite and bainite. The amount of dislocations after rapid cooling increasing greatly, thus tetragonal strains occur. High hardness and corrosion rates are found after quenching. The as-quenched alloys are rich in dislocations. Metal atoms adjacent to a dislocation core intersecting the exposed metal surface have higher free energy than atoms distant from it, which could suggest that borders of dislocations are more preferable for corrosion redox reactions [2].

Tempering heat treatment brings improvement in corrosion resistance and decrease material hardness. Scientists [2] found out that the improvement in corrosion resistance with tempering is largely a function of (1) the annihilation of dislocation density, and (2) the coarsening of the alloy carbide precipitates (associated with a relief in lattice strains and a lower net contribution to the cathodic reaction current density).

An increase in the tempering temperature leads to a natural decrease in the strength and increase in the plastic properties of the metal. A decrease in strength characteristics occurs due to a decrease in the density of defects in a ferrite matrix, an increase in the proportion of microvolumes in which the recrystallization process has taken place. With an increase in the tempering temperature, a number of carbide transformations also take place in the metal structure, which play a significant role on the strength and visco-plastic characteristics of the metal.

Chromium-free steel specimens are covered with a thick continuous layer of sedimentary deposits consisting of fine crystals of iron carbonate. The presence of this layer prevents metal contact with the test medium and inhibits corrosion processes. This phenomenon is due to the active dissolution of the near-surface layer of the metal at the initial stage of testing and, as a consequence, the supersaturation of the test solution with iron ions.

Cr is more electrochemically active and self-passivating than the matrix Fe. In corrosive environment Cr is expected to dissolve and passivate the base alloy surface by forming hydroxy overlayer [2].

The addition of 1% chromium to steel reduces the rate of dissolution of steel and leads to a change in the structure of the layer of corrosion products. The layer of sedimentary crystals is smaller in thickness and is represented by larger crystals of iron carbonate.

The introduction of rare earth metals has a positive effect on the resistance of steel to sulfide corrosion, since they, by binding sulfur to oxysulfides and hydrides, contribute to the globularization of non-metallic inclusions.

Scientist [3] tested Cr-steels on CO_2 corrosion and discovered that metal surface with $FeCO_3$ layer exhibits superior resistance properties. In the absence of O_2, the main corrosion product was $FeCO_3$, however, the corrosion products changed to Fe_2O_3, Fe_3O_4, and $FeCO_3$ after O_2 induced into the system [4].

Scientists stated that impurities such as SO2, NOx, H2S, HCl, and O2 exhibit remarkable effects on the corrosion rate of steel in the CO2-rich phase [5].

The water content plays a critical and principal role on the corrosion behaviours of pipeline steels in dense CO2 environments because the existence of water provides the basic conditions for electrolyte formation on the steel surface and further determines the extent of general and localized corrosion when CO2 is water-free or has relatively low moisture content, the corrosion rates of pipeline steel are zero or negligibly low. Field experience also indicates very few problems in relation to dry CO2 transportation in carbon steel pipelines.

Different water contents can lead to different phase state of water in dense CO2. Water content below the solubility limit will lead to dissolved water in the bulk CO2 stream, while water content above the solubility limit can lead to a condensed and segregated aqueous phase on the steel surface. Furthermore, the dissolved water and the condensed water in dense CO2 have essentially different impacts on the corrosion behaviour of steel. When the water content in CO2 exceeds the

solubility limit, water molecules will cluster together to form a liquid and separate phase or the so-called condensed phase, which will further absorb CO2 and other impurities (e.g. SOx, NOx, H2S, HCl, and O2), thus providing the aqueous environment required for electrochemical reactions. Conversely, when the moisture is very low, there will be no aqueous phase, thus resulting in an absence of electrochemical reactions. Obviously, it is more difficult for the electrolytes to form and for electrochemical reactions to occur in dense CO2 with under-saturated water than in dense CO2 with saturated water [5].

SO2 was found to accelerate the corrosion rates when the SO2 concentration increased. The presence of SO2 results in the formation of sulphurous acid by reacting with H2O and further reacting with O2 to form sulphuric acid in the aqueous phase, thus lowering the pH and providing more H+ ions to participate in and enhance the cathodic reactions. Although it remains unclear whether SO2 first reacts with water in the bulk dense CO2 phase to form acid, which then condenses onto the steel surface, or if a thin water layer first forms on the steel surface and then reacts with SO2 and O2, or if both of these processes co-exist in dense CO2 systems.

NOx stands for NO and NO2, and NO can be oxidised to NO2 by O2. Both NO and NO2 were found to cause very severe corrosion issues in pipeline steels. The presence of NO2 leads to the formation of HNO3 in the condensates which is an extremely strong acid with high causticity.

When H2S exists in dense CO2, it can dissolve in the water layers and promote corrosion by affecting both the anodic and cathodic processes. Based on records of CO2/H2S corrosion in oil and gas industry, ignoring the cracking aspects of corrosion problems, H2S can either enhance CO2 corrosion by acting as a promoter of anodic dissolution through sulphide adsorption and lowering the pH or reduce CO2 corrosion by forming a protective sulphide scale [5].

The mechanisms of product layer formation under different conditions also need to be specified. Sun et al. [6] speculated the mechanisms of water layer and product layer formation for a water-saturated supercritical CO2 system with O2 and H2S impurities, as shown in Figure 1

Thus, our analysis allowed us to draw the following conclusions:

An increase in the chromium content in steel contributes to an increase in its corrosion resistance due to a change in the morphology, phase and chemical composition of corrosion products, as well as due to a change in the kinetics of their formation.

The mechanism of corrosion destruction of steels in CO_2-containing environments is primarily determined by the chemical composition of the steel and the properties of the resulting corrosion products.

Tempering heat treatment after quenching improves corrosion resistance due to reducing dislocations and growth of carbide precipitations.

The cathodic reaction of low-Cr steel may be carried out by different mechanisms according to pH value.

Interacting with CO_2 surface atoms form $FeCO_3$ protective layer that reduces corrosion rate, but also can have different structure.

Best heat treatment for higher CO_2 corrosion resistance is quenching and tempering at longer time. 3-5% Cr and rare metals improve corrosion resistance by forming carbide precipitates.

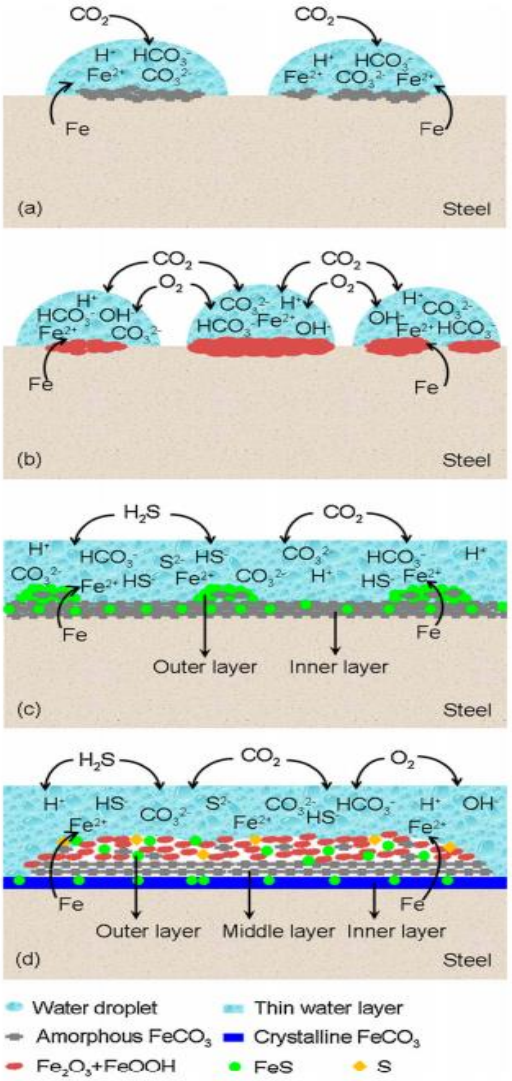


Figure 1. Schematic diagram of the corrosion of X65 steel in water-saturated supercritical CO2 system: (a) CO2–H2O system; (b) CO2–H2O–O2 system; (c) CO2–H2O–H2S system and (d) CO2–H2O–O2–H2S system [6].

REFERENCES

1. Jin-yang Zhu, Li-ning Xu, Min-xu Lu, Wei Chang Cathodic reaction mechanisms in CO2 corrosion of low-Cr steels // International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials. – 2019. – Vol 26. - № 11. - P. 1405-1411.

2. Clara. Escrivà-Cerdán, Steve W. Ooi, Gaurav R. Joshi, Roberto Morana, H.K.D.H. Bhadeshia, Robert. Akid. Effect of tempering heat treatment on the CO2 corrosion resistance of quench-hardened Cr-Mo low-alloy steels for oil and gas applications // Corrosion Science. – 2019. – Vol 154. – P. 36-48.

3. Iasonas Zekos, Kristofer McMeekin, Margaret M. Stack. On the Effect of Pre‑formed Scales in Mitigating Corrosion of Steels in CO2 Environments // Journal of Bio- and Tribo-Corrosion. – 2020. - Vol 6. - № 56.

4. Bing-wei Luo, Jie Zhou, Peng-peng Bai, Shu-qi Zheng, Teng An, Xiang-li Wen Comparative study on the corrosion behavior of X52, 3Cr, and 13Cr steel in an O2–H2O–CO2 system: products, reaction kinetics, and pitting sensitivity // International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials. – 2017. – Vol 24. - № 6. – P. 646-656.

5. Yong Xiang, Minghe Xu & Yoon-Seok Choi State-of-the-art overview of pipeline steel corrosion in impure dense CO2 for CCS transportation: mechanisms and models // Corrosion Engineering, Science and Technology. – 2017. - Vol 52. - №7. – P. 485-509

6. Sun J, Sun C, Zhang G, et al. Effect of O2 and H2S impurities on the corrosion behavior of X65 steel in water-saturated supercritical CO2 system // Corrosion Science. – 2016. – Vol 107. – P. 31–40

CO_2 КОРРОЗИЯ В НИЗКОЛЕГИРОВАННЫХ СТАЛЯХ ДЛЯ НЕФТЯНЫХ ПРИМЕНЕНИЙ. ТЕРМООБРАБОТКА, ПРОДУКТЫ И КИНЕТИКА РЕАКЦИИ

Гараев Р.Р.

ran.garaev@yandex.ru

Научный руководитель: А.С. Крылова, к.п.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

Аннотация: В статье анализируется влияние термической обработки и внешних условий на стойкость к CO2-коррозии, которая во многом зависит от содержания и структуры элементов. Установлено, что закаленный материал показывает самые высокие скорости коррозии из-за высоких деформаций решетки и полностью растворенного хрома. Отпускная термообработка улучшает коррозионную стойкость и снижает твердость материала. Скорость коррозии увеличивается с повышением температуры. Изучив научную литературу, было установлено, что продукты коррозии возникают в разных формах из-за различных условий окружающей среды, таких как давление, внешние вещества и температура.

УДК 629.7.023

РАСЧЕТ КИЛЯ ТУ-22М С ПРИМЕНЕНИЕМ КОМПОЗИЦИННОГО И ТРАДИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА.

Гильфанов А.Д.

almaz.gilfanov.2000@mail.ru

Научный руководитель: Д.М. Беззаметнова, старший преподаватель

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье приводится расчет киля самолета ТУ-22М с применением традиционных и композиционных материалов, и сравнительный анализ двух полученных схем.

Киль является вертикальным оперением самолета и обеспечивает его путевую устойчивость и управляемость. К нему предъявляются следующие требования:

- Обеспечение путевой устойчивости самолета на всех режимах полета.
- Наименьшее лобовое сопротивление.
- Малые шарнирные моменты рулей.
- Возможно меньшее затенение оперения.
- Исключение возможности возникновения вибраций.
- Простота монтажа и демонтажа оперения.
- Простота установки рулей с обеспечением взаимозаменяемости.

Бомбардировщик ТУ-22М обладает центральным вертикальным оперением. Геометрические характеристики киля представлены в Таблице 1:

Таблица 1

Геометрические характеристики киля ТУ-22М.

b_0, м	b_k, м	$L\ (h)$, м	S, м^2	$x_д$	χ, °
5	0,87	3,15	9,245	$0{,}5b_k$	60

На киль во время полета действует сила P = 125100 Н. На руль направления P = 82500 Н.

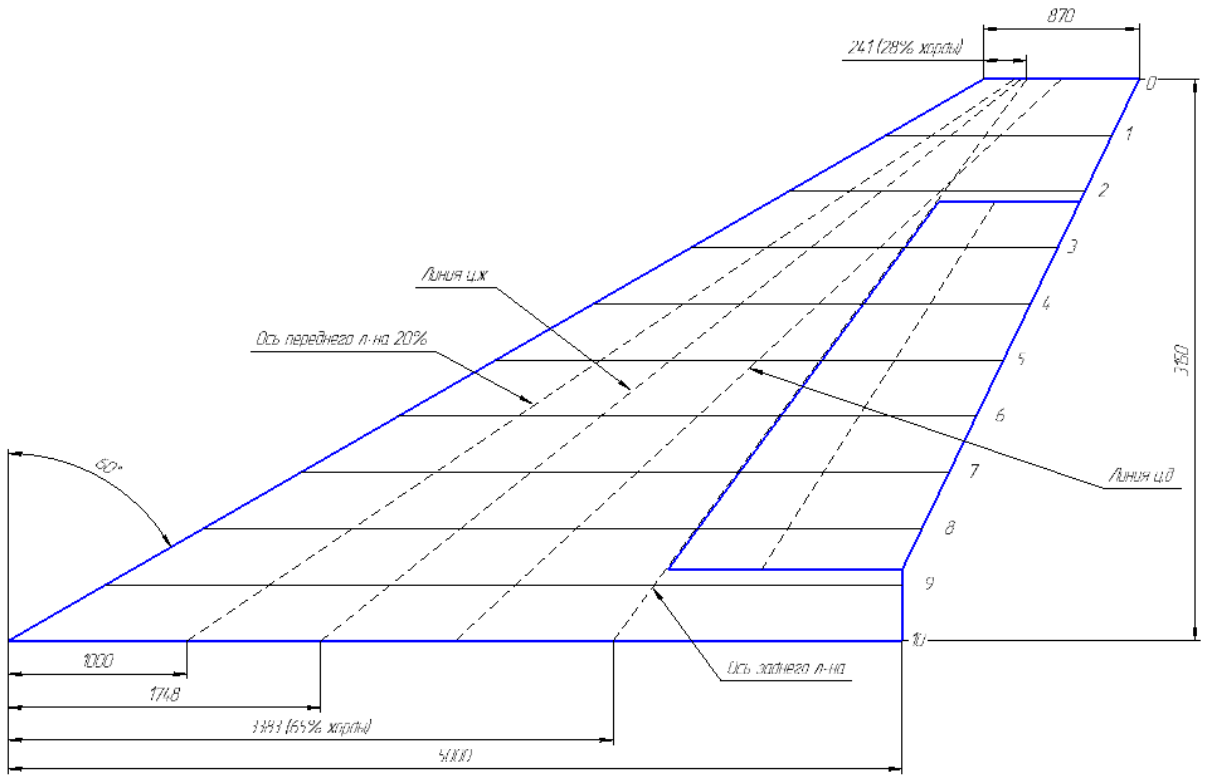


Рис. 1. Теоретический чертеж киля ТУ-22М.

На оперение самолета в полете действуют распределенные аэродинамические силы и распределенные силы тяжести конструкции. Силами тяжести обычно пренебрегают.

Особенностью расчета на прочность оперения является необходимость учета податливости опор руля при числе их больше двух. При двухопорном руле построение эпюр производится просто. Руль в этом случае представляется как двухопорная балка, загруженная распределенной нагрузкой и силой, приложенной к рычагу управления.

При расчете оперения с многоопорным рулем не учитывается податливость опор – они принимаются жесткими. Тогда расчет руля проводится с помощью теоремы о трех моментах.

Узлы навески расположены следующим образом:

$$L_1 = 1.027 \text{ м}; L_2 = 1.943 \text{ м}; L_3 = 2.859 \text{ м};$$

Реакции опор по теореме о трех моментах получились следующими:

$$R_1 = 21158.153319206194 \text{ Н}$$
$$R_2 = 45638.90779619722 \text{ Н}$$
$$R_3 = 15702.938884596599 \text{ Н}$$

Нагрузками неподвижной части оперения будут распределенные аэродинамические силы и реакции, приложенные в опорах руля.

После определения нагрузок строятся эпюры перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов неподвижной части оперения и производится подбор сечений ее силовых элементов.

Средствами программы Wolfram Mathematica были определены нагрузки и построены следующие эпюры:

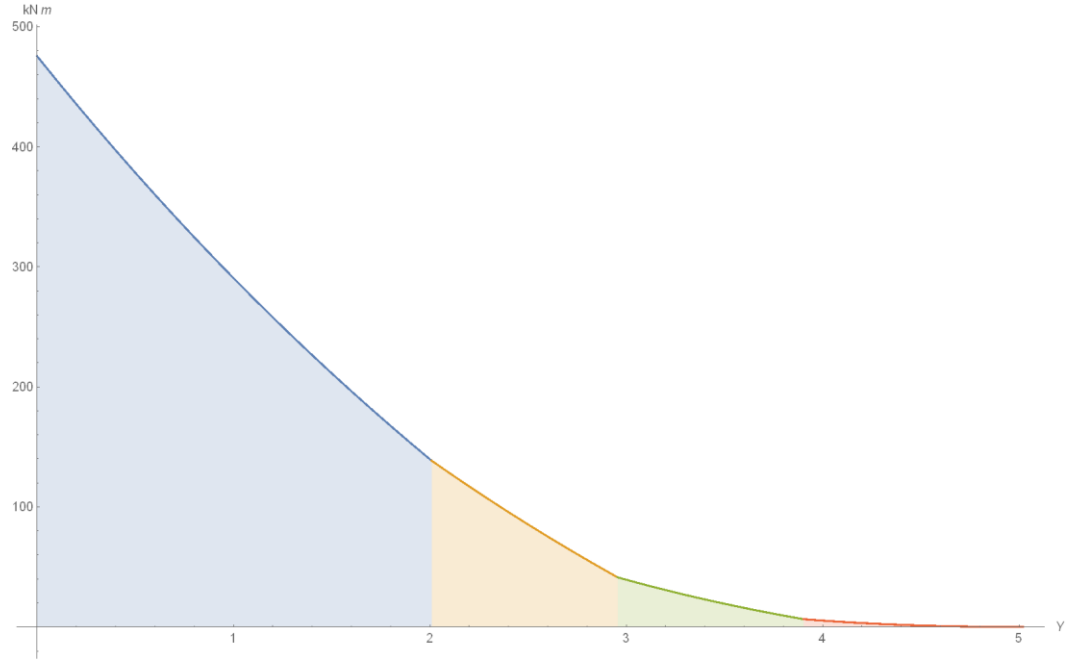


Рис. 2. Эпюра изгибающего момента.

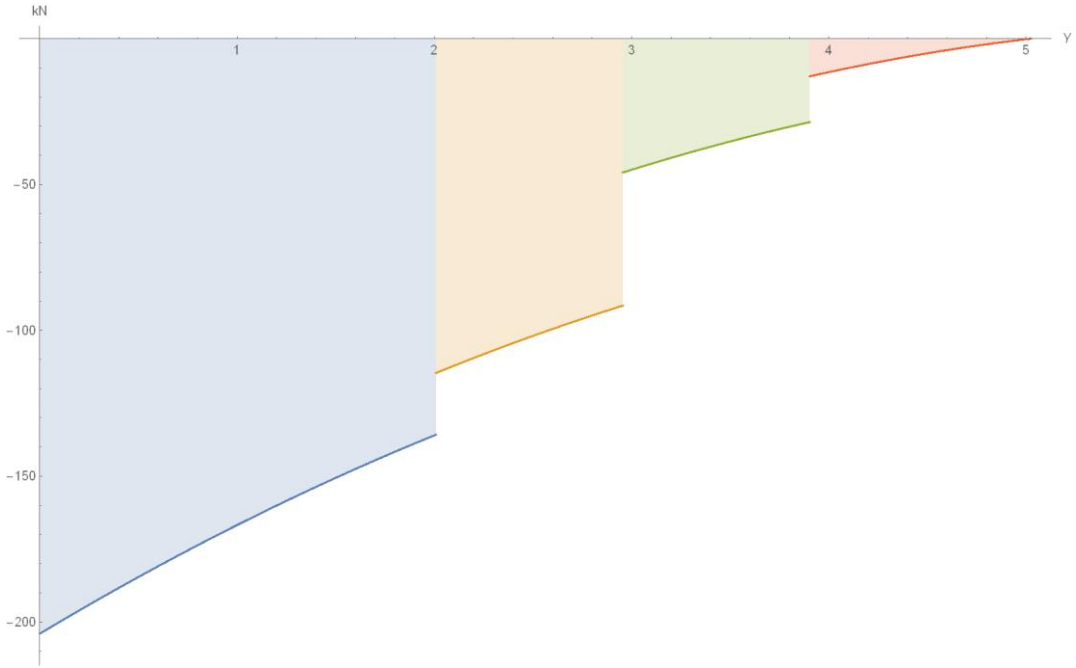


Рис. 3. Эпюра перерезывающей силы.

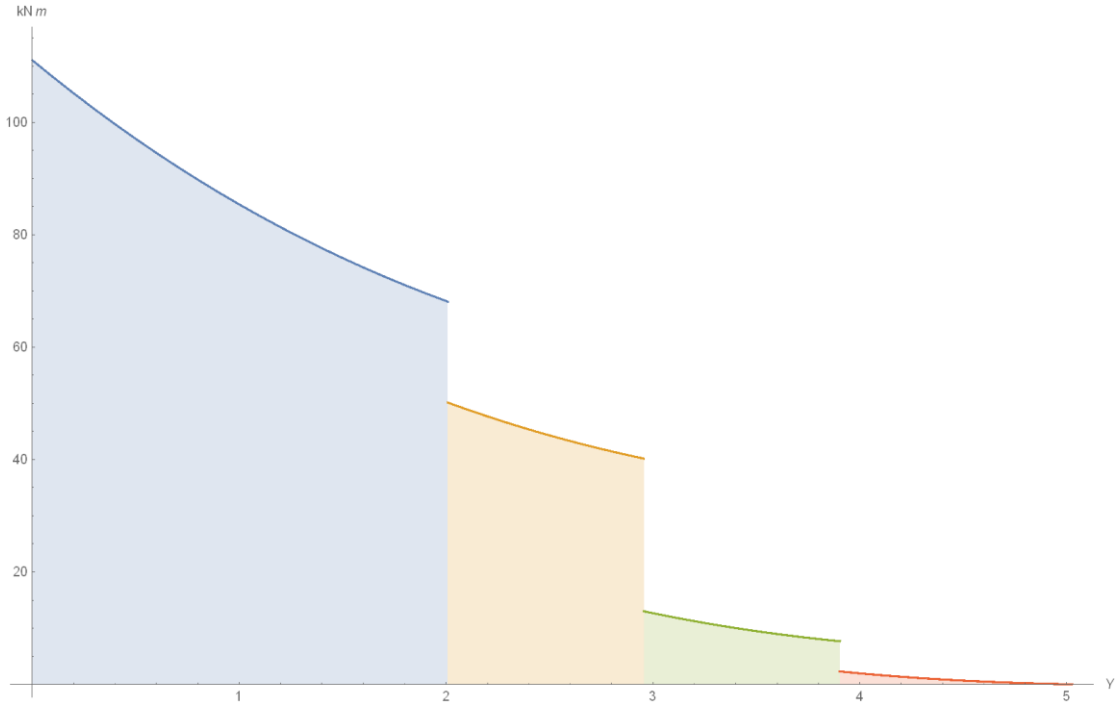


Рис. 4. Эпюра крутящих моментов.

Далее, используя полученные данные, производится проектировочный расчет силовых элементов киля.

Были выбраны 4 характерных сечения, в которых определялись параметры силовых элементов (корневое сечение, сечение 1 узла навески, 2 узла навески, 3 узла навески). Полученные данные приведены в Таблице 2.

Таблица 2

Параметры силовых элементов по сечениям

Номер сечения	I	II	III	IV
Высота 1 лонжерона, мм	287.0	183.6	140.5	97.6
Высота 2 лонжерона, мм	194.1	128.7	107.8	85.7
Площадь полки 1 лонжерона, мм^2	1766,5	786,4	287,8	58,4
Площадь полки 2 лонжерона, мм^2	1194,4	551,5	220,8	51,3
Толщина обшивки, мм	1	1	1	1
Толщина стенки 1 лонжерона, мм	1	1	1	1
Толщина стенки 2 лонжерона, мм	1	1	1	1

Материалы, использованные для силовых элементов, были следующими:

- Для материала полок лонжерона – Сталь 30ХГСА ($\rho = 7{,}85$ г/см^3, $E = 210$ ГПа, $\sigma_в = 1100$ МПа)
- Для стенок лонжеронов – Сталь 30ХГСА ($\rho = 7{,}85$ г/см^3, $E = 210$ ГПа, $\sigma_в = 1100$ МПа)
- Для обшивки – Д16Т ($\rho = 2{,}8$ г/см^3, $E = 72$ ГПа, $\sigma_в = 400$ МПа)

Положительные эффекты, которые в основном заключаются в снижении массы и улучшении аэродинамического качества поверхности, можно получить, если использовать композиционные материалы.

Довольно удачным решением, который можно применить в данном агрегате, является углеалюминий. Углеалюминий – это композит с металлической матрицей, в котором армирующим элементом является углеволокно, а связующим алюминий. Выбор данного

композита обоснован тем, что волокнистые композиты с металлической матрицей могут использоваться при высоких температурах, эффективны в сильнонагруженных элементах конструкций и достаточно технологичны. Данные преимущества как раз таки и требуются сверхзвуковому бомбардировщику, так как на агрегаты действуют большие нагрузки и при достижении высоких скоростей поверхность самолета сильно нагревается. К тому же при всех этих преимуществах углеалюминий обладает очень низкой плотностью.

Сравнение углеалюминия с другими композитами и металлами приведено ниже в Таблице 3:

Таблица 3

Сравнение физико-механических характеристик композитов и металлов.

Тип материала	Прочность, МПа	Модуль упругости, ГПа	Плотность, гр./куб.см
Углеалюминий	1100…600	180…200	1,25
Композит на основе углеродногосредне-прочного волокна УВ СПУ (S-Strength)	1900	135	1,6
Композит на основе углеродного высокомодульного волокна УВ ВМУ (НМ–HighModulus)	2400	>230	1,6
Алюминиевый сплав (2024-Т4)	450	73	2,7
Титан	950	110	4,5
Быстрорежущая сталь (17/4 Н900)	1241	197	7,8

Параметры силовых элементов для углеалюминия получились следующими:

Таблица 4

Параметры силовых элементов при применении углеалюминия

Номер сечения	I	II	III	IV
Высота 1 лонжерона, мм	287.0	183.6	140.5	97.6
Высота 2 лонжерона, мм	194.1	128.7	107.8	85.7
Площадь полки 1 лонжерона, мм^2	3238.1	1441.8	527.8	107.1
Площадь полки 2 лонжерона, мм^2	2189.9	1010.7	405.0	94.0
Толщина обшивки, мм	1.5	1.5	2	1
Толщина стенки 1 лонжерона, мм	7.5	7.5	6	2.5
Толщина стенки 2 лонжерона, мм	6.5	6.5	6	3

Анализируя полученные данные, можно установить, что хоть применение углеалюминия и ведет к увеличению площадей полок и толщины стенок лонжеронов и обшивки, из-за много меньшей плотности композита эффект уменьшения массы достаточно заметный. Например, площадь полки 1-го лонжерона увеличилась в 1,83 раза, однако имеется огромный выигрыш в плотности в 6,28 раз, что приведет к сильному уменьшению массы.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что использование углеалюминия ведет к колоссальному улучшению характеристик летательного аппарата.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Гребеньков О.А. Конструкция самолетов. Казань, 1999.

2. Калошкин С.Д. Металломатричные сложнонаполненные композиционные материалы на основе алюминиевых сплавов / С.Д. Калошкин, В.В. Чердынцев, М.В. Горшенков и др. // Сб. тезисов докладов научно-технологических секций. Международный форум по нанотехнологиям РОСНАНО. М., 2008. Т. 1. С. 447-449.

3. Александров В.Г., Базанов Б.И. Справочник по авиационным материалам и технологии их применения. М.: Транспорт, 1979.

4. Композиционные материалы. Справочник / Под общей ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. — М.: Машиностроение, 1990. — 510 с.

CALCULATION OF THE TU-22 M KEEL USING COMPOSITE AND TRADITIONAL MATERIAL.

Gilfanov Almaz

almaz.gilfanov.2000@mail.ru

Supervisor: D. Bezzametnova, Senior lecturer

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article presents the calculation of the keel of the TU-22M aircraft using traditional and composite materials, and a comparative analysis of the two obtained schemes.

УДК 66

СПОСОБЫ УДАЛЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ

Гимадиев Э.И.

gimadiev.emil.1999@mail.ru

Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной статье проведен патентный поиск и сделан обзор способов удаления защитных покрытий, утративших свою функциональность. Основной акцент был направлен на поиск составов для удаления полимерных покрытий.

Покрытия – это одно или многослойная структура, нанесенная на поверхность для защиты от внешних воздействий (температуры, давления, коррозии, эрозии и т.д.). Нанесение покрытий позволяет решить следующие технологические задачи: изменение физико-химических свойств исходных поверхностей изделий, обеспечивающих заданные условия эксплуатации, восстановление свойств поверхностей изделий, нарушенных условиями эксплуатации, включая потерю размеров и массы.

Использование покрытий позволяет значительно повысить эксплуатационные характеристики изделий: износостойкость, коррозионостойкость, жаропрочность, жаростойкость и др. Однако в процессе эксплуатации деталей защитные поверхности могут износиться и перестать выполнять защитную функцию. В этой связи необходимо обновления защитного слоя путем удаления старого и нанесением нового покрытия.

Выбор способа удаления защитного покрытия зависит прежде всего от самого типа покрытия. Поэтому каждое покрытие, потерявшее свою функциональность, обладает своим уникальным способом очистки.

В современном мире фюзеляжи самолетов покрывают специальными лакокрасочными покрытиями, выполняющие защитные от коррозии функции. Однако с течением времени требуется замена этих покрытий новыми и более современными. Иногда появляются ситуации, в которых не желательно удалять все слои краски во избежание выделения опасных отходов и дорого ремонта. В патентной работе [1] приведены составы, позволяющие удалять верхние слои покрытия, оставляя нетронутым высокотоксичный грунтовочный материал на основе хрома. Данные составы представляют собой комплекс таких компонентов, как: алкиленкарбонат (этиленкарбонат, пропиленкарбонат и

бутиленкарбонат, но предпочтительным карбонатом является пропилен), спирт (метанол, этанол, пропанол, бутанол и бензиловый спирт, но наиболее предпочтительный -бензил), загуститель, поверхностно-активное вещество или ингибитор коррозии. В этом составе доля алкиленкарбоната может составить 90-99 %.

В той же работе представлен и другой состав из диалкилкарбоната (диметилкарбонатом, диэтилкарбонатом с содержанием 90-99% от общей массы), спирта (0,01-10%) и загустителя.

Композиции, описанные в этом патенте, являются негорючими, малолетучими и свободными от канцерогенных химических веществ.

При рассмотрении консервной промышленности заметим, что для изготовления тары зачастую используют пищевую жесть (луженая сталь), которая повергается лакированию различными полимерами для увеличения сроков хранения консервов. В патенте [2] получен способ удаления покрытия с поверхности изделия путем обработки их при нагревании смывкой на основе 10-15%-ного раствора фенола в растворителе диметилсульфоксид. Для интенсификации процесса удаления в состав также вводят поверхностно-активное вещество, выбранное из группы, включающий стеарат натрия, синтетическое моющее средство Лотос на основе алхилсульфатов и алькилбензолсульфатов в количестве 1,9-2,1 г на 100 г смывки. При этом в процессе удаления покрытия нагревание осуществляют при воздействии на смывку ультразвуком.

В патентной работе [3] был получен способ для удаления полимерных лакокрасочных покрытий с внешних металлических поверхностей. Состав для удаления включает растворитель метиленхлорид (77-80%), загуститель (1-2%), замедлитель испарения и разрыхлитель, который дополнительно содержит сорастворитель – ацетон (10-12%) и ингибитор коррозии - бензотриазол, (0,5-0,7%) в качестве разрыхлителя используется муравьиная кислота (7-8%), в качестве замедлителя испарения используется парафин (0,1-0,3%).

Технический результат данного патента состоит в низкой потери удельной массы металлических материалов после применения состава, а также повышение коррозионной устойчивости поверхности.

В настоящее время получен широкий ассортимент составов, способных удалить лакокрасочные покрытия с пластика, металла и стекла. Так, в патенте [4] приводится состав, который включает себя в качестве основного растворителя бензиловый спирт (11-98%), в качестве сорастворителя - триэтилцитрат или ароматические углеводороды, в качестве загустителя - алкил(гидроксиалкил)целлюлозу (,01-20%), в качестве ПАВ содержит соли монокарбоновых кислот, или эфиры полиэтиленгликоля (0,2-50%), дополнительно - карбоновые кислоты, выбранные из группы стеариновой, пальмитиновой, лауриновой, олеиновой или стеарина (0,02-10%).

Данный состав позволяет снизить времени удаления лакокрасочных покрытий и расхода состава, увеличить интервал рабочих температур (от -40°С и выше), а также исключить абразивное действие. Может быть использован как в жидком, так и в гелеобразном виде или в виде пасты, малолетуч и не содержит канцерогенных компонентов.

В патентной работе [5] также приведен состав для очистки металлических поверхностей от лакокрасочных и грунтовых покрытий. Он включает в себя следующие компоненты: хлористый метилен (65,0-80,0%), муравьиная кислота (8,0-20,0%), парафин (2,0-8,0%), ПЭГ 4000 (2,0-10,0%), ПЭГ 300 (2,0-8,0%), ПАВ (0,5-3,0%).

Изобретение относится к удалению красок, в частности к химическим методам удаления лакокрасочных и грунтовых покрытий. Технический результат данного патента — это повышение скорости растворения лакокрасочных и грунтовых покрытий при пониженном расходе при ее использовании для обработки твердой поверхности.

Однако у данного состава существует и ряд ограничений, а именно: обработку можно проводить при температуре от +5°С до +25°С., не допускается обрабатывать влажную

поверхность, при этом толщина наносимого слоя в случае использования композиции в виде геля должна быть не меньше 2 мм Нанесение можно проводить валиком, кистью, шпателем, распылителем или смачиванием обрабатываемой поверхности.

В другом патенте [6] приводится состав, применяемый в ремонте и восстановлении различных деталей и конструкции, для удаления лакокрасочных покрытий. В его состав входят гидроксид натрия (3-5%), негашеная известь (25-30%), сода кальцинированная (5-10%), мел (3-5%), полиэтиленоксид (0,5-1), вода – остальное. В процессе работы с данным составом достигается повышение эффективности действия состава, упрощение использования и уменьшение расхода на единицу обрабатываемой поверхности.

Таким образом, в настоящее время разрабатываются различные составы, способные удалить устаревшие покрытия. Научные исследования в данном направлении смогут способствовать экономии большого количества ресурсов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. US6548464B1 США МПК C11D 3/44 Paint stripper for aircraft and other multicoat systems [Текст] / Nieh E., Woodrum S.; заявитель: Nieh E., Woodrum S.; патентообладатель: Huntsman Petrochemical LLC JP Morgan Chase Bank NA. - №6548464; заявл. 2000.11.28; опубл. 2003.04.15

2. Пат. 992554 СССР: МПК C09D 9/00 Способ удаления покрытий [Текст] / Гончарова О.И., Шлык Ю.Н.; заявитель и патентообладатель: Дальневосточный Государственный Технический Рыбохозяйственный университет. - № 2973032; заявл. 1980.08.15; опубл. 30.01.1983

3. Пат. 2686928 Российская Федерация: МПК C09D 9/00 Состав для удаления лакокрасочных покрытий с внешних металлических поверхностей [Текст] / Каблов Е.Н., Козлов И.А., Шаповалов Г.Г.; заявитель и патентообладатель: Российская Федерация от имени которой выступает Министерство промышленности и торговли. - № 2018133349; заявл. 20.09.2018; опубл. 06.05.2019 Бюл. № 13

4. Пат. 2571123 Российская Федерация: МПК C09D 9/04 Состав для удаления лакокрасочных покрытий [Текст] / Барабанов М.А., Егошин К.Н.: заявитель и патентообладатель: Барабанов М.А., Егошин К.Н. - № 2014124096/05; заявл. 11.06.2014; опубл. 20.12.2015 Бюл. № 35

5. Пат. 2715647 Российская Федерация: МПК C09D 9/04 Композиция для удаления лакокрасочных и грунтовых покрытий [Текст] / Лавров М.И.: заявитель и патентообладатель: Годзоев О.А., Крива Т.Н. - №2019132989; заявл. 17.10.2019; опубл. 02.03.2020 Бюл. № 7

6. Пат. 2204577 Российская Федерация: МПК C09D 9/04 Состав для удаления лакокрасочных покрытий [Текст] / Иванова М.Г.; заявитель и патентообладатель: Иванова М.Г. - №2000129596/04; заявл. 14.11.2000; опубл. 20.05.2003 Бюл. № 14

METHODS FOR REMOVING POLYMER COATINGS

Gimadiev E.

gimadiev.emil.1999@mail.ru

Scientific adviser: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this article, a patent search is conducted and an overview of methods for removing protective coatings that have lost their functionality is made. The main focus was on the search for formulations for the removal of polymer coatings.

УДК 620.179.1

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ДЕФЕКТОСКОПИИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Гусева Д.В., Морозов В.В.
dasha.super.1@mail.ru
Научный руководитель: А.И. Горунов, д.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, Казань)

Композиционный материал — это сложный продукт, который требует серьезного контроля дефектов на всех этапах производства и эксплуатации. В данной работе были рассмотрены, проанализированы и сравнены основные методы дефектоскопии композитов.

Композиционные материалы применяются в серьёзных областях, в частности авиастроении, где предъявляются высокие требования к изготавливаемым деталям. От качества материала и правильности технологического процесса зависит не только срок службы получаемых изделий, но и жизни людей. Поэтому важен контроль дефектов на этапе производства и дальнейшей эксплуатации, ибо композиционные материалы сильно подвержены износу, и чем сложнее композит, тем больше он подвержен повреждениям. Причиной самых распространённых дефектов являются трещины, расслоения, отслоения, разрыва волокна. Эти дефекты могут развиться и привести к нарушению целостности конструкции. Поэтому очень важно своевременно выявить их и определить степень их опасности.

Повреждения могут быть локальными или глобальные [1]. К локальным повреждениям относят растрескивание матрицы, вмятины, расслоение, трещины, разрыв волокна и др. К глобальным относят деградацию матрицы на молекулярном уровне, что вызвано воздействием враждебной окружающей среды, например, температурой, погодными явлениями, химическим составом атмосферы, УФ-излучением.

Так как композиты по своей конструкции сложны, их поведение при нагрузках и механизм разрушения недостаточно изучены. Следовательно, изделия из композиционных материалов должны регулярно проверяться на целостность и наличие дефектов. Для этого существуют методы неразрушающего контроля, которые позволяют обнаружить, локализовать и охарактеризовать дефект, не нарушая целостности конструкции [2].

Самым простым является метод визуального осмотра, который считается первым этапом проверки целостности изделия. Процедуру проверки дефектов можно улучшить, используя чувствительное к удару покрытие, жидкие пенетранты и магнитные частицы. Этот метод простой, недорогой и не требует особых навыков, но он ограничен видимыми приповерхностными дефектами.

Методы оптической интерферометрии включают муаровую интерферометрию, голографическую интерферометрию, ширографию [3] и многие другие. По изменению в интерференционной картине можно обнаружить дефекты поверхности. Эти методы обеспечивают быстрый контроль на большой площади, однако обеспечивают только поверхностный осмотр.

Метод акустической эмиссии основан на обнаружении упругих колебаний, появляющихся при различных процессах, происходящих в объекте контроля, в частности в результате каких-то дефектов [4]. Этот метод чувствителен ко всем, даже малым дефектам, и позволяет их классифицировать. Однако это метод очень чувствителен к шуму и не даёт информации о размере и серьёзности повреждения.

Ультразвуковой контроль – совокупность методов неразрушающего контроля, основанных на распространении ультразвуковых волн в контролируемой конструкции. Как правило, генерируют ультразвуковые волны пьезоэлектрические преобразователи,

электромагнитные акустические преобразователи и лазерные источники. Колебания с высокой частотой способны проникать вглубь материала и отражаться от дефектов. Прибор регистрирует отклонение сигнала и по амплитуде может определить примерные размеры дефекта, а по скорости – расстояние до него. Методы могут быть контактные и бесконтактные, с иммерсионной или воздушной связью [5]. Однако у них есть свои недостатки, например, контактный метод может повредить поверхность, иммерсионный имеет ограничение в размерах исследуемого объекта, а воздушный – высокие потери на затухании колебаний.

К электромагнитным методам относят метод вихревого контроля и метод терагерцевой визуализации. Метод вихревого контроля основан на регистрации изменений вихревых токов из-за наличия дефектов. Терагерцовая визуализация - относительно новый, многообещающий метод неразрушающего контроля на основе электромагнитного излучения для композитов, армированных волокном. Принцип работы метода основан на генерации ТГц импульса от излучающей фотопроводящей антенны, отраженного от образца.

Инфракрасная термография представляет собой семейство методов быстрого неразрушающего контроля [6]. Имеет два режима работы: активный режим и пассивный режим. Измерение в активном режиме проводится с использованием внешнего источника нагрева: оптическое излучение, электромагнитная стимуляция или механические ультразвуковые волны, для стимуляции интересующего объекта и сбора данных о температурных нарушениях с помощью ИК-камеры для анализа повреждений. В пассивном режиме измеряется энергия, рассеиваемая образцом, для обнаружения и определения места повреждения. Но ни один из этих режимов не даёт информацию, позволяющую классифицировать повреждения.

Рентгенография – один из передовых методов контроля. Как правило, в нём используются разные радиационно-поглощающие способности материалов. Рентгеновские лучи проходят через исследуемый образец, и фотоны поглощаются материалом. Метод фиксирует разности скоростей поглощения энергии и обнаруживает отклонения. Этот метод позволяет получить трёхмерное изображение объекта со всей его внутренней структурой.

Сравнение различных методов неразрушающего контроля, их преимущества и недостатки представлены в Таблице 1. Многие методы не дают полной информации о дефекте (положение, размер, классификация), и полнота её сильно зависит от сложности оборудования.

Таблица 2

Сравнение методов неразрушающего контроля

Метод неразрушающего контроля	Преимущества	Недостатки
Визуальный осмотр	Простота Экономическая выгода	Только видимые поверхностные дефекты
Оптическая интерферометрия	Быстрота обнаружения Отсутствие контакта Экономическая выгода Большая область сканирования	Только поверхностные дефекты Отсутствие классификации дефектов
Акустическая эмиссия	Высокая чувствительность Локализация дефектов Быстрое обнаружение Классификация дефектов	Чувствительность к шуму Дорогое оборудование Сложность интерпретации измерений Обнаружение повреждений только при нагрузке Отсутствие информации о серьёзности повреждения

Ультразвуковой контроль	Высокая проникающая способность Информация о серьёзности повреждения Быстрое обнаружение Возможен бесконтактный осмотр	Риск повреждения поверхности (контактный метод) Потери на затухание (воздушный метод) Высокие мощности
Электромагнитные методы	Быстрота обнаружения Отсутствие контакта Простота Высокое пространственное разрешение	Только поверхностные дефекты Отсутствие классификации дефектов
Инфракрасная термография	Простота Быстрое обнаружение Разнообразие источников возбуждения Отсутствие контакта	Невозможность классифицировать дефект
Рентгенография	Трёхмерное представление внутренней геометрии Полная информация о дефектах Отсутствие контакта	Радиация Ограниченные размеры исследуемого объекта Дорогое оборудование

Не существует идеального метода, который был бы универсальным и удовлетворял всем требованиям. Большинство из них имеет ряд ограничений и дают информацию только на момент проверки. Необходимо развитие методов, которые будут осуществлять постоянный мониторинг состояния изделия, сокращающие время между проверками.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Walter Nsengiyumva, Shuncong Zhong, Jiewen Lin, Qiukun Zhang, Jianfeng Zhong, Yuexin Huang. Advances, limitations and prospects of nondestructive testing and evaluation of thick composites and sandwich structures: A state-of-the-art review // Composite Structures Volume 256, 15 January 2021, 112951.

2. Osama Ahmed, Xin Wang, Manh-Vu Tran, Mohd-Zulhilmi Ismadi. Advancements in fiber-reinforced polymer composite materials damage detection methods: Towards achieving energy-efficient SHM systems // Composites Part B: Engineering, Volume 223, 15 October 2021, 109136.

3. Fabiano Jorge Macedo, Mauro Eduardo Benedet, Analucia Vieira Fantin, Daniel Pedro Willemann, Fábio Aparecido Alvesda Silva, Armando Albertazzia. Inspection of defects of composite materials in inner cylindrical surfaces using endoscopic shearography // Optics and Lasers in Engineering, Volume 104, May 2018, Pages 100-108.

4. Lyudmila Stepanova, Ilya Ramazanov, Valentina Chernova. Acoustic and Emission Analysis of the Defect Nucleation Process in Carbon Fiber Reinforced Plastic Samples // Transportation Research Procedia, Volume 54, 2021, Pages 320-327.

5. Maria V. Felice, Zheng Fan. Sizing of flaws using ultrasonic bulk wave testing: A review // Ultrasonics, Volume 88, August 2018, Pages 26-42.

6. Elias A.Toubia, Sangwook Sihn, Jeremey Pitz, Jonathan P.Vernon, Mark Flores, Stetson Parks. Thermal response and edgewise compression failure of thermally degraded sandwich composite structures // Composite Structures, Volume 256, 15 January 2021, 113070.

COMPARATIVE ANALYSIS OF DEFECTOSCOPY METHODS OF COMPOSITE MATERIALS

Guseva D. V., Morozov V. V.
dasha.super.1@mail.ru
Supervisor: A. Gorunov, Doctor of Technical Sciences
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

Composite material is a complex product that requires serious defect control at all stages of production and operation. In this work, the main methods of composite defectoscopy were considered, analyzed and compared.

УДК 621.791

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВАРНОГО СОЕДИНЕНИЯ НА ОСНОВЕ РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ

Давыдов Э.А., Мясников М.М.
permskychel@yandex.ru
Научный руководитель: А.В. Беляев, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В работе исследуется возможность прогнозирования структуры сварного соединения на примере наружного корпуса камеры сгорания газотурбинного двигателя, изготовленного из жаропрочной аустенитной стали, на основе расчета тепловых полей, протекающих при дуговой сварке.

Объектом исследования являлись сварные соединения наружного корпуса камеры сгорания газотурбинного двигателя (рисунок 1), изготовленного из жаропрочной стали.

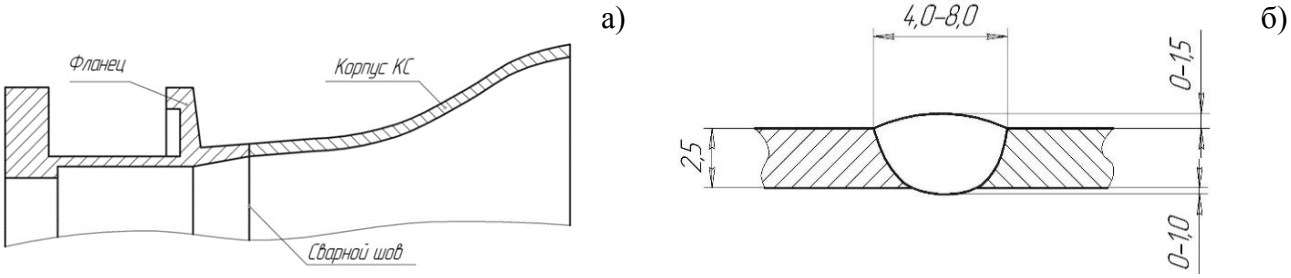


Рисунок 1 – Схема приварки (а) и конструктивные элементы (б) сварного шва наружного корпуса камеры сгорания газотурбинного двигателя

Материалы. Корпус камер сгорания изготовлен из стали аустенитного класса 10Х11Н20Т2Р (ЭИ 696) в сварном исполнении. Она широко применяется в двигателестроении для изготовления наиболее нагруженных деталей, работающих при высоких температурах (до + 700°С). Выплавляется в открытых дуговых или индукционных печах. Отличается высоким коэффициентом теплового расширения, малой теплопроводностью (~ 0,25 Вт/(см · К)) и высокой релаксационной стойкостью при высоких температурах, что приводит к возникновению высокого уровня напряжений и деформаций при сварке, отпуске и в условиях теплосмен. Для описания структурного состояния стали 10Х11Н20Т2Р применяется тройная диаграмма состояния железо-хром-никель при заданном содержании углерода (0,10%), показанная на рисунке 2.

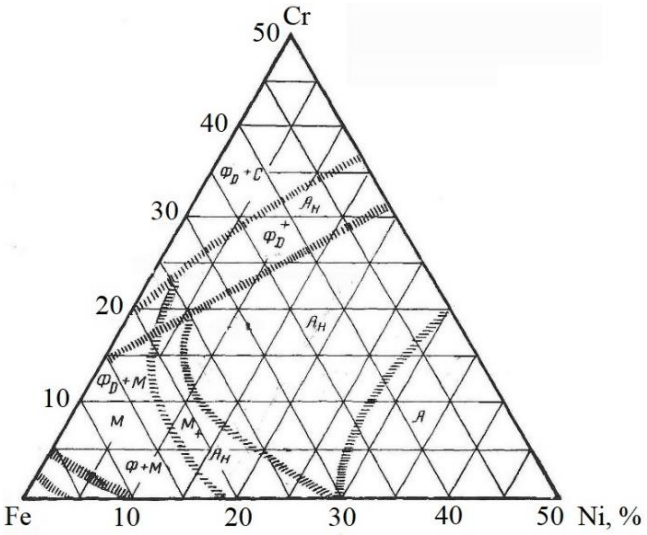


Рисунок 2 – Диаграмма состояния системы железо-хром-никель
(при содержании углерода 0,10 %)

На ней обозначены положения структурных составляющих при быстром охлаждении из области наибольшего распространения аустенита.

Химический состав жаропрочной стали, используемой в качестве основного материала, представлен в таблице 1.

Таблица 1

Химический состав стали 10Х11Н20Т2Р по ГОСТ 5632-72

Массовая доля элементов, %										
C	Si	Mn	Cr	Ni	Ti	Al	B	Fe	S	P
≤0,10	≤1,0	≤1,0	10-12,5	18-21	2,3-2,8	≤0,8	≤0,008	основа	0,02	0,03

Режимы сварки. Для производства корпусов камер сгорания в настоящее время применяется аргонодуговая сварка на следующих режимах: полярность прямая, сила сварочного тока $I_{св}$ = 160 ± 20 А, скорость сварки $v_{св}$ = 15,6 – 18 м/ч, электрод вольфрамовый иттрированный диаметром $d_{эл}$ = 4 мм. В качестве основной защиты сварного шва применяется гелий Б по ТУ 51-940-80 с расходом 20 – 30 л/мин, аргон первого или высшего сорта – 10 – 15 л/мин, а для корня шва – аргон первого или высшего сорта по ГОСТ 10157-79 с расходом 10 – 15 л/мин. Листы толщиной δ = 2,5 мм варят встык без скоса кромок при зазоре между листами, равном 1 мм.

Для определения температуры при сварке могут использоваться как расчетные, так и экспериментальные методы [2]. Исследование распределения температуры предельного состояния по сечению сварного соединения позволяет проводить моделирование структурного состояния, полученного при охлаждении после сварки, путем совместного анализа диаграмм состояния и температурных полей (изотерм), которые определяют термический цикл сварки.

Исходные данные для расчета температуры следующие: коэффициент теплопроводности λ = 0,29 Вт/ (см · К), удельная теплоемкость $c\rho$ = 4,75 Дж/ (см^3 · К), температуропроводность α = 0,06 см^2/ с), эффективность (КПД) – 0,85. За начало отсчета температуры принималась исходная температура тела и окружающей среды. Температура по толщине листа принималась равномерной, а теплота распространялась только в плоскости детали. Тепловой расчет проводился при условии конвективного теплообмена. По выбранному режиму сварки требовалось: 1) построить температурное поле предельного

состояния; 2) найти распределение максимальных температур в зависимости от расстояния от оси шва.

В данной работе расчет теплового поля проводился по известным методикам, описанным в работах [1-2]. Уравнение приращения температур в пластине в стадии теплонасыщения:

$$\Delta T_{np} = \frac{q}{2\pi\lambda\delta} e^{-vx/(2a)} K_0\left(\frac{vr}{2a}\sqrt{1+\frac{4ba}{v^2}}\right),$$

где K_0 – функция Бесселя 1-го рода нулевого порядка, q – тепловая мощность, δ – толщина пластины, $r = \sqrt{x^2 + y^2}$ – расстояние до рассматриваемой точки от начала координат, a – температуропроводность, λ – коэффициент теплопроводности, t – время, b – коэффициент температуроотдачи, v – скорость сварки.

Для построения температурного поля предельного состояния, соответствующего выбранному режиму сварки, использовалась схема мощного быстродвижущегося линейного источника в пластине с теплоотдачей.

Построены кривые распределения температуры поперек шва в зависимости от расстояния y_0 от оси шва от 0 до 5,0 см для моментов времени t от 1 до 36 сек после прохождения центра дуги через данное сечение. На графике (рисунок 3) по оси абсцисс отложено расстояние y_0 от оси шва, а по оси ординат – расчетные температуры в соответствующий момент времени t. Распределение температуры в определенные моменты времени t = const представлено изохронами температуры. Для построения изотерм температурного поля предельного состояния откладываем на оси абсцисс расстояния $-x = vt$, на которых дуга, движущаяся со скоростью v, удаляется от рассматриваемого сечения за время t. Для выбранного режима $-x = 0{,}43t$. По оси ординат откладываем расстояние y_0 от оси шва.

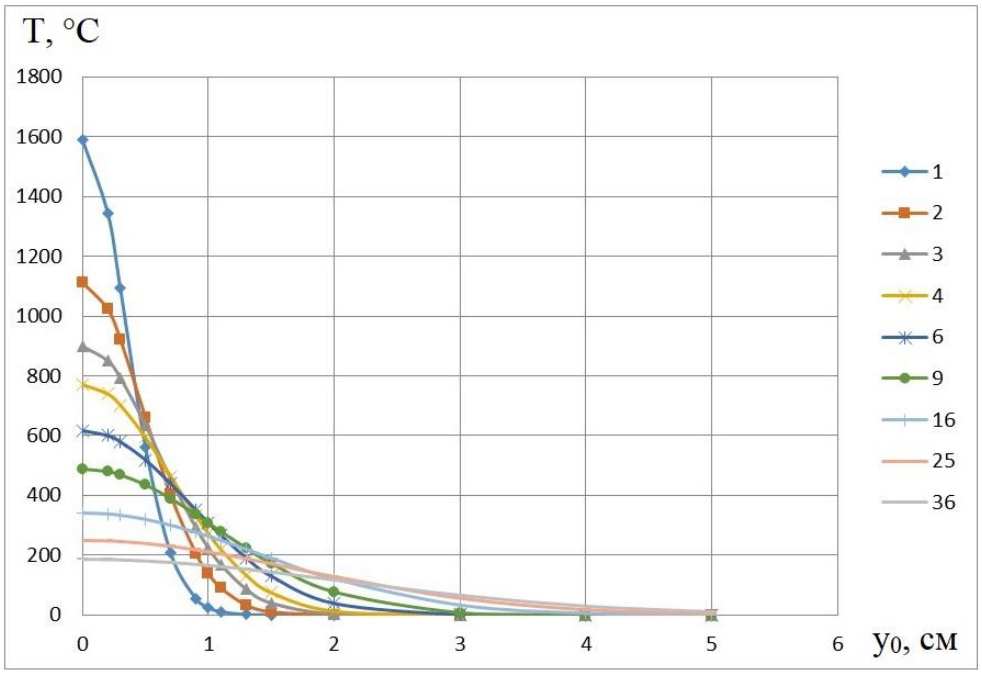


Рисунок 3 – Пример расчет температуры при сварке встык листов 2,5 мм (кривые распределения температуры по оси *OY* в разные моменты времени)

Тепловой режим сварки во многом определяет структуру, механические и эксплуатационные свойства сварных соединений. Наряду с параметрами режима, геометрическими особенностями сварной конструкции максимальная температура и

динамика её изменения влияют в том числе и на образование дефектов (горячих трещин, непроваров, прожогов, пор [3] и т.д.).

В качестве основы для расчетов процессов нагрева, плавления и охлаждения металла при сварке служат уравнения и формулы, которые используются для качественной оценки температурных полей, а также для количественных расчетов при определении термических циклов сварки, скоростей охлаждения, размеров зоны термического влияния и др. Однако, реальные процессы чаще протекают сложнее. Условия распространения теплоты, теплоотдачи от свариваемых деталей часто неопределенны [4], а расчетное определение температур становится затрудненным и неточным. Экспериментальное определение температур при сварке имеет свои преимущества перед расчетным, хотя и уступает ему в возможности получения и анализа общих закономерностей. Правильным следует считать подход, при котором оба метода дополняют друг друга, а решение об использовании того или иного метода принимается с учетом конкретной обстановки и поставленных задач [1, с. 203].

Для экспериментального определения температуры могут быть использованы как относительно простые средства – термокраски и термокарандаши, так и сложные бесконтактные приборы в виде инфракрасных термометров, оптических пирометров и тепловизоров, технические характеристики которых подбираются в зависимости от поставленной задачи и позволяют определять температуру в зоне термического влияния, в основном металле и др. Они удобны как датчики обратной связи в случае непрерывного слежения за зоной сварки или ванной расплавленного металла. Пирометры различают по многим признакам: по области спектральной чувствительности, методу измерения излучения, по конструкции приемника излучения (термоэлектрической, фотоэлектрической, исчезающая нить и др.) [1]. Также можно использовать различные термопары и термощупы (таблица 2) в составе аппаратно-программных средств для построения систем автоматики и робототехники, например, аппаратные платформы «Arduino».

Таблица 2

Свойства некоторых материалов, используемых для изготовления термопар [1, с. 204]

Материал	Термо-ЭДС относительно платины, мкВ/К	Предельная температура металла при измерениях, К		Температура плавления материала, К
		Длительные испытания	Кратковременные испытания	
Алюмель (95% Ni + 5% Al)	– (10,2…13,8)	1300	1550	1723
Чистое железо	+ 18,0	900	1100	1800
Константан (60%Cu + 40%Ni)	– 35,0	900	1100	1500…1550
Копель (56%Cu + 44%Ni)	– 40,0	900	1100	1523
Молибден	+ 13,1	2300	2800	3720
Платинородий (90% Pt + 10% Rh)	+ 6,4	1600	1900	–
Хромель (90% Ni + 10% Gr)	+ (27,1…31,3)	1300	1550	1723

Выводы. В работе проведен расчет температурных полей, наблюдаемых при аргонодуговой сварке наружного корпуса камеры сгорания привода компрессора газоперекачивающей станции, изготовленного из аустенитной стали 10Х11Н20Т2Р. Показано, что анализ распределения температуры при сварке в различные моменты времени, на различном удалении от центра сварного шва позволяет прогнозировать структуру металла

сварного соединения. Предварительный расчет температуры металла такого соединения позволяет избежать нежелательных сварочных дефектов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. В.Н. Волченко, В.М. Винокуров и др. Теория сварочных процессов: Учеб. для вузов / Под ред. В.В. Фролова. – М.: Высш. шк., 1988. – 559 с.

2. Э.Р. Галимов, А.В. Беляев, Л.В. Сироткина. Методы прогнозирования свойств сварных соединений / Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та (КНИТУ-КАИ), 2015. №6 (82). – С. 84 – 87.

3. В.Л. Федяев, Э.Р. Галимов, А.В. Беляев, Л.В. Сироткина. Об одном критерии образования пор в сварных швах /Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та (КНИТУ-КАИ), 2018. №4. – С. 65-69.

4. В.Л. Федяев, Э.Р. Галимов, А.В. Беляев, Л.В. Сироткина. Математическое моделирование нагрева, плавления электродов и присадочных металлов / Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та (КНИТУ-КАИ), 2019. №2. – С. 78-82.

FORECASTING THE STRUCTURE OF WELDED CONNECTION BASED ON CALCULATION OF THERMAL FIELDS

Davydov E.., Myasnikov M.

permskychel@yandex.ru

Supervisor: A. Belyaev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Annotation. The paper investigates the possibility of predicting the structure of a welded joint using the example of the outer casing of the combustion chamber of a gas turbine engine made of heat-resistant austenitic steel, based on the calculation of thermal fields occurring during arc welding.

УДК 621.7

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРА ТЕЧЕНИЕ СПЛАВА В ПОРАХ ФИЛЬТРОЭЛЕМЕНТА ПРИ ЛИТЬЕ ПО ВЫПЛАВЛЯЕМЫМ МОДЕЛЯМ

Державина А.А.

ms.sashka2000@mail.ru

Научные руководители: Р.М. Янбаев, к.т.н., доцент

В.Н. Иванова, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В статье приведен численный анализ характера течения сплава в порах фильтроэлемента при литье по выплавляемым моделям.

Большое значение при фильтровании сплавов через керамические фильтроэлементы имеет процесс смачивания, который обычно предшествует химическому взаимодействию сплава и материала фильтра и сопровождает его. Чистые от кислорода металлические расплавы, как правило, не смачивают оксидные огнеупорные материалы. Смачивание резко усиливается, если расплав насыщен кислородом или иными загрязнениями. Известно, что химическое взаимодействие и смачивание вызывают так называемую металлизацию

футеровки, выражающуюся в случае фильтрования в том, что фильтр пропитывается металлом, проникающим по тонким капиллярным каналам, расположенным на стенках и по ребрам фильтра.

Положение на входе в капиллярный канал в фильтре радиусом r_0 при условиях несмачивания иллюстрирует рисунок 1, где краевой угол смачивания Θ>90˚ указан при точке В. Этот угол всегда отсчитывается со стороны жидкости и по правилам тригонометрии против часовой стрелки. В капилляре расплав образует выпуклую сферическую поверхность радиусом r. По формуле Лапласа в жидкости под такой поверхностью создается капиллярное давление $p_{кап} = 2\sigma/r$, направленное к центру кривизны поверхности (σ - межфазная энергия на границе расплав – газовая фаза, заполняющая капилляр). Из построения на рисунке 1 (в случае несмачивания) видно, что развивающееся капиллярное давление препятствует затеканию расплава в капиллярную пору.

Чтобы определить $p_{кап}$, необходимо выразить r через r_0, используя соотношение углов. Из положения линий у точки В видно, что α=180° - Θ. Угол при вершине С также равен α. Треугольники ВСО и ВАО имеют прямой угол соответственно при вершинах В и А и общий угол при вершине О. Следовательно, угол ОВА равен углу ВСО, т.е. ОВА= α. В треугольнике ВАО катет АВ=ОВ $\cos\alpha$, Поэтому ОВ=АВ/$\cos\alpha$. Так как АВ = r_0, ОВ = r, α =180° - Θ, окончательно имеем r = $r_0/\cos(180^{\circ}-\Theta)$ и $p_{кап} = 2\sigma\cdot\cos(180^{\circ}-\Theta)/r_0$. Выражая давление через высоту столба расплава h, плотность расплава ρ и ускорение свободного падения g . получаем $p_{кап} = \rho\cdot g\cdot h$.

Случай несмачивания материала фильтра сплавом.

Высота h, на которую произойдет затекание расплава в пору радиусом r_0 . очевидно, h = $2\sigma\cdot\cos(180^{\circ}-\alpha)/r_0\cdot\rho\cdot q$.

Для жидкой стали можно принять σ = 1,2 Дж/$м^2$, Θ = 120°, ρ = 7200 кг/$м^3$, g = 9,8 м/$с^2$. При r_0 = 3 мм получим h = 5,6 мм.

Для жидкого чугуна можно принять σ = 1,1 Дж/$м^2$, Θ = 130°, ρ = 6950 кг/$м^3$, g = 9,8 м/$с^2$. При r_0 = 3 мм получим h = 6,91 мм.

Для жидкого алюминия σ = 0,8 Дж/$м^2$, Θ = 150°, ρ = 2300 кг/$м^3$ и при r_0 = 3 мм имеем h = 0,1 м. При r = 5 мм h = 0,12 м.

Таким образом, для стали и чугуна можно ожидать заполнение пор фильтра радиусом 3…5 мм при толщине фильтра в 5,6 – 7 мм. То есть, фильтр толщиной 5 – 7 мм и менее обеспечивает гарантированную сплошную струю для стали и чугуна. При большей толщине фильтра (более 7 мм) струя фильтруемого сплава разбивается на множество капель.

Для жидкого алюминия можно ожидать заполнение пор фильтра радиусом 3…5 мм при толщине фильтра в 100 – 120 мм. То есть, фильтр толщиной 100 – 120 мм и менее обеспечивает гарантированную сплошную струю для алюминиевых сплавов. При большей толщине фильтра (более 120 мм) струя фильтруемого сплава разбивается на множество капель.

Однако положение коренным образом меняется если имеет место смачивание расплавом материала фильтра. На рисунке 1 (случай смачивания) видно, что поверхность расплава в капилляре теперь вогнута, и давление затягивает расплав в капилляр. Для

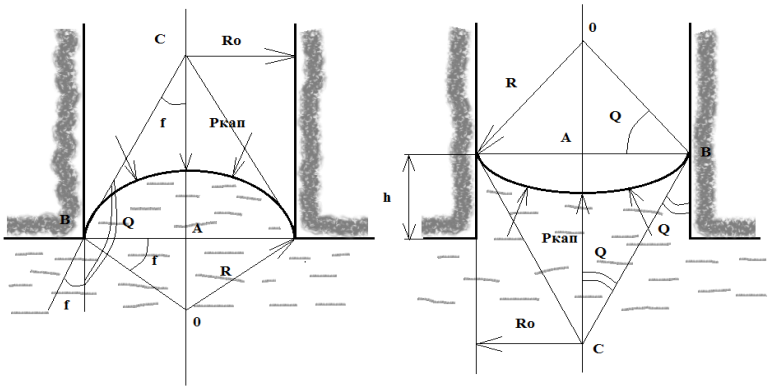
отыскания величины капиллярного давления необходимо воспользоваться формулой Лапласа $p_{кап} = 2\sigma/r$. Треугольники АОВ и ОВС имеют прямые углы соответственно при вершинах А и В, кроме того у них общий угол при вершине О. Следовательно, угол АВО равен углу ОСВ. По построению угол ОСВ = СВD = Θ. Тогда угол АВО = Θ, и можно записать АВ = ОВ$\cdot \cos\Theta$. Так как АВ = r_0 и ОВ = r, получаем r_0 = r$\cdot \cos\Theta$ и r = $r_0/\cos\Theta$.

Случай смачивания материала фильтра сплавом.

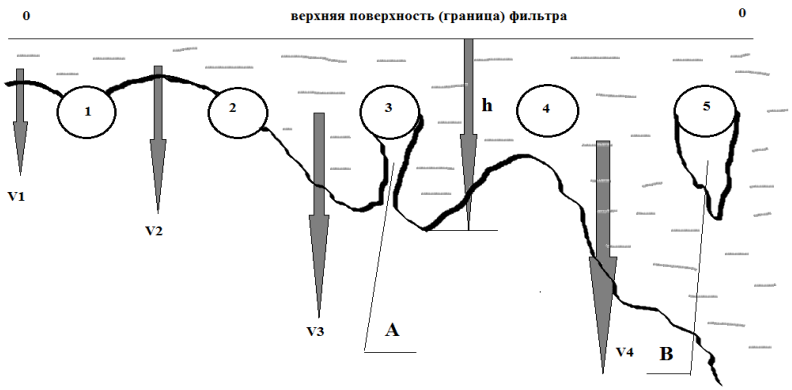
Окончательно имеем $p_{кап}$ = 2$\cdot \sigma \cdot \cos\Theta/r_0$. Заменяя $p_{кап} = g \cdot h$, получаем h = 2 $\cdot \sigma \cdot \cos\Theta/ \rho \cdot g \cdot r_0 \cdot$ Как отмечалось, при химическом взаимодействии между твердым материалом и жидкостью краевой угол смачивания Θ—›0 и, следовательно, cos Θ—›1. В этих условиях высота, на которую способен подняться расплав в капилляре, h =2 $\sigma/ \rho \cdot g \cdot r$.

Принимая для стали $r_0 = 3\,мм$, , h = 0,25 м и при r_0= 5 мм, h = 0,34 м. В случае жидкого алюминия при r_0= 3мм, h = 0,52м, а при r_0=5мм h = 0,7 м.

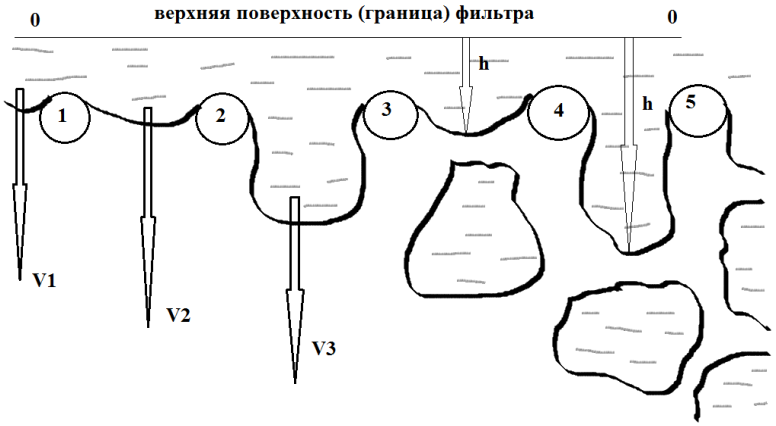
Таким образом, при полном смачивании, наступающем в случае прохождения химической реакции между расплавом и материалом фильтра, толщины фильтров гарантированно больше 0,25 м, что позволяет изготавливать фильтры различных толщин и при этом будет получаться гарантированно сплошная струя фильтруемого сплава после фильтра - рисунок 2.



Поведение сплава в порах фильтра



Случай смачиваемости сплавом материала фильтра



Случай несмачиваемости сплавом материала фильтра
Рисунок 1.- Поведение сплава в порах фильтроэлемента

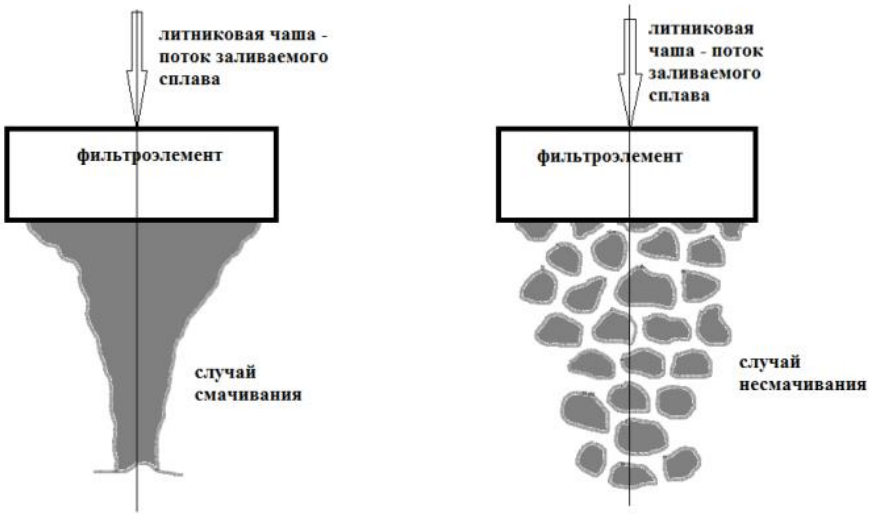


Рисунок 2. - Поведение фильтруемого сплава после фильтра, случай смачивания и несмачивания материала фильтра сплавом

Выводы

1. В случае несмачивания материала фильтра расплавом - для стали и чугуна можно ожидать заполнение пор фильтра радиусом 3…5 мм при толщине фильтра в 5,6 – 7 мм. То есть, фильтр толщиной 5 – 7 мм и менее обеспечивает гарантированную сплошную струю для стали и чугуна. При большей толщине фильтра (более 7 мм) струя фильтруемого сплава разбивается на множество капель.

2. В случае несмачивания материала фильтра расплавом - для жидкого алюминия можно ожидать заполнение пор фильтра радиусом 3…5 мм при толщине фильтра в 100 – 120 мм. То есть, фильтр толщиной 100 – 120 мм и менее обеспечивает гарантированную сплошную струю для алюминиевых сплавов. При большей толщине фильтра (более 120 мм) струя фильтруемого сплава разбивается на множество капель.

3. При полном смачивании, наступающем в случае прохождения химической реакции между расплавом и материалом фильтра, толщины фильтров гарантированно больше 0,25 м,

что позволяет изготавливать фильтры различных толщин и при этом будет получаться гарантированно сплошная струя фильтруемого сплава после фильтра.

NUMERICAL ANALYSIS OF THE NATURE OF THE FLOW OF THE ALLOY IN THE PORES OF THE FILTER ELEMENT DURING INVESTMENT CASTING

Derzhavina A.
ms.sashka2000@mail.ru
Scientific advisers: M., N.
Supervisors: R. Yanbaev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
V. Ivanova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The article provides a numerical analysis of the nature of the flow of the alloy in the pores of the filter element during investment casting.

УДК 541.64

КООРДИНАЦИОННОЕ СВЯЗЫВАНИЕ ПОЛИУРЕТАНОВ КОМПЛЕКСНЫМИ СОЕДИНЕНИЯМИ ЖЕЛЕЗА

Дулмаев С.Э., Сидорова М.И., Сазонов О.О.
impsble@gmail.com
(Казанский национальный исследовательский технологический университет, Казань)

Исследованы особенности взаимодействия координационных соединений Fe (III) с полиуретанами и влияния металлокомплексного связывания на механические свойства модифицированных полиуретанов и их удельное объёмное электрическое сопротивление. Координационное связывание ведет к понижению удельного объемного электрического сопротивления полученных полиуретанов на три порядка.

Полиуретаны (ПУ) известны как полимеры с широкими возможностями влияния на их технические характеристики и получения как ударопрочных пластиков, так и эластомеров. Одним из способов воздействия на химическое строение и морфологию полиуретанов является их координационное связывание. При изучении взаимодействия полимеров с металлокомплексными системами важным является рассмотрение способности макромолекул связывать ионы металлов и влияния координационного связывания на свойства получаемых материалов [1-2]. Целью данной работы явилось исследование особенностей взаимодействия координационных соединений железа(III) с полиуретанами и влияния металлокомплексного связывания на механические свойства модифицированных ПУ и их удельное объёмное электрическое сопротивление.

В качестве модификатора была синтезирована металлокомплексная система на основе моноэтаноламина и хлорного железа. Согласно рисунку 1, взаимодействие МЭА с $FeCl_3 \cdot 6H_2O$ сопровождается значительным преображением ИК-спектра моноэтаноламина. Заметно изменяется спектральная область 3200-3600 $см^{-1}$, являющаяся наиболее характерной для валентных колебаний связей N-H и O-H. Возникает спектральная полоса в области 600 $см^{-1}$, характерная для связей с участием ионов металлов. Подобное изменение спектра может быть следствием окислительно-восстановительных реакций, протекающих с участием МЭА и $FeCl_3$.

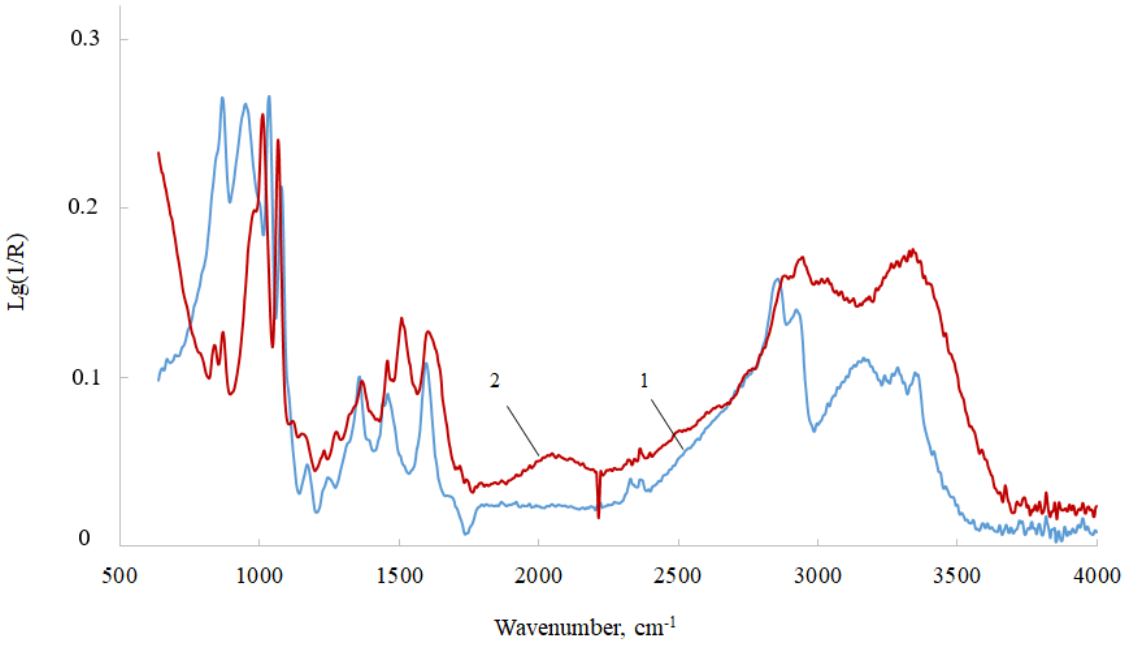


Рис. 1. ИК-спектры МЭА (1) и комплекса (2), полученного на основе $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА]=1:5.

При практически эквимольном соотношении хлорного железа и моноэтаноламина интенсивность спектра поглощения увеличивается и появляется плечо в области 490 нм. Дальнейшее увеличение мольного избытка МЭА ведет к уменьшению интенсивности поглощения с сохранением плеча при 500 нм. При этом, полоса в области 375 нм исчезает. Наблюдаемые изменения спектра являются следствием того, что хлорное железо вступает во взаимодействие с моноэтаноламином. При эквимольном их соотношении металлоксомплексаная система имеет очень вязкую консистенцию, с увеличением мольного избытка МЭА вязкость заметно падает. При мольном соотношении $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА]= 1:3,0 продукт взаимодействия представляет собой гомогенную тёмно-коричневую подвижную массу, которая хорошо совмещается как с расплавом ПЭБА, так и с УП, получаемым на его основе.

О протекании реакции комплексообразования, сопровождающегося значительным изменением окружения ионов железа можно судить и по изменениям спектров в электронной области электромагнитного излучения (рис. 2). Наблюдается качественное изменение спектров в зависимости от использованного мольного соотношения $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА]. Так, спектр комплексов, полученных при мольном соотношении $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА] = (1:1,0)÷(1:1,2), заметно отличается от спектрального проявления комплексов, полученных при $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА]= (1:1,5)÷(1:5,0). Для $FeCl_3 \cdot 6H_2O$ наблюдается наибольшая интенсивность поглощения в области 375 нм.

Так как синтез уретанового преполимера (УП) является основным компонентов при получении литьевых полиуретанов, представляло интерес изучить влияние металлокомплексного связывания на свойства конечного материала. Согласно проведенным испытаниям (рис. 3), металлокомплексная модификация ведёт к немонотонному изменению предельной прочности на разрыв и предельного удлинения при разрыве полиуретанов.

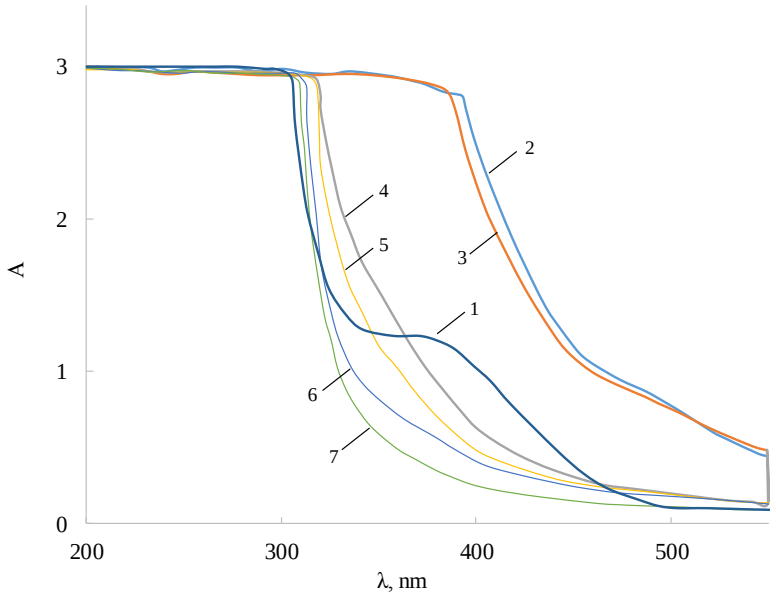


Рисунок 2. Электронные спектры $FeCl_3 \cdot 6H_2O$ (1) и комплексов, полученных на основе $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА]= 1:1,0 (2); 1:1,2 (3); 1:1,5 (4); 1:2,0 (5); 1:3,0 (6); 1:5,0 (7).

Координационное связывание ведет к понижению удельного объемного электрического сопротивления (ρ_v) полученных полиуретанов на 3 порядка (таблица). Следует отметить, что наиболее низкие значения ρ_v достигаются при 0.4 % масс. содержания хлорного железа введенного в составе МК в ПУ. При дальнейшем увеличении содержания МК происходит небольшой рост значений ρ_v.

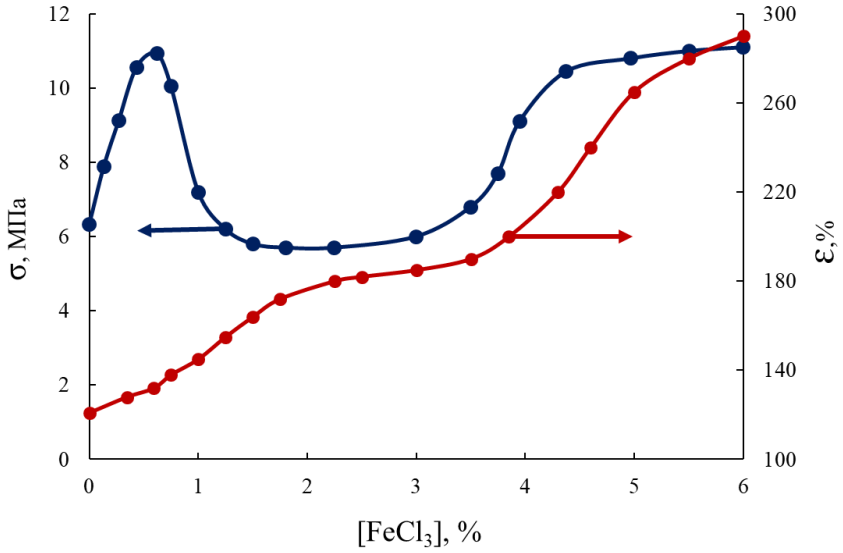


Рисунок 3. Зависимости предельной прочности на разрыв (σ, МПа) и предельного удлинения при разрыве (ε, %) для ПУ, полученных на основе 1 моль УП и 0.66 моль глицерина, от содержания $FeCl_3$, введенного в составе $[FeCl_3 \cdot 6H_2O]$:[МЭА] = 1:3

Таблица

Удельное объемное электрическое сопротивление (ρv) для ПУ, полученных на основе 1 моль УП и 0.66 моль глицерина и [$FeCl_3 \cdot 6H_2O$]:[МЭА] = 1:3.

$FeCl_3$, % масс.	0	0.1	0.2	0.4	1	2	4	5	6
ρ_v (Ом·см)	$8.5 \cdot 10^{11}$	$6.5 \cdot 10^{9}$	$5.2 \cdot 10^{9}$	$3.8 \cdot 10^{8}$	$4.2 \cdot 10^{8}$	$4.8 \cdot 10^{8}$	$1.1 \cdot 10^{9}$	$1.9 \cdot 10^{9}$	$2.8 \cdot 10^{9}$

Полученные в данном исследовании результаты представляют практический интерес, так как являются способом повышения прочностных, эластических характеристик полиуретанов, сочетающихся с возможностью оказывать значительное воздействие на их электрофизические свойства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Chan W.K. Metal containing polymers with heterocyclic rigid main chains // Coordin. Chem. Rev. 2007. Vol.251. P.2104.

2. El-Ghayoury A.J. Synthesis of π-conjugated oligomer that can form metallo polymers // Journal of Polymer Science Part A: Polymer Chemistry. 2002. Vol. 40. P. 4020.

COORDINATION BONDING OF POLYURETHANES WITH IRON COMPLEX COMPOUNDS

Dulmaev S., Sazonov O., Davletbaev R.

impsble@gmail.com

(*Kazan National Research Technological University, Kazan)*

The interaction features of iron (III) coordination compounds with polyurethanes and the effect of metal complex bonding on the mechanical properties of modified PU and their specific volumetric electrical resistance have been investigated. Coordination bonding leads to a decrease in the specific volumetric electrical resistance of the obtained polyurethanes by three orders of magnitude.

УДК 669.018.2

ВЛИЯНИЕ ИНТЕРМЕТАЛЛИДОВ НА ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ СОЕДНИНЕНИЯ AL-CU

Евлампьев А.В.

evlampiev.andrey@mail.ru

Научный руководитель: Ф.И. Муратаев, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В работе представлены результаты анализа химического состава сварного соединения Al-Cu, а также влияние интерметаллиодов на формирование структуры и свойств данного сплава.

Неразъемные телескопические соединения теплообменной аппаратуры в виде змеевиков из труб меди с алюминием изготавливаются контактно-стыковой сваркой сопротивлением. Металлы практически мгновенно нагреваются в течение ~ 2 сек до оплавления алюминия при 700°С и прессуются усилием от давления 0,2МПа для формирования телескопического сварного соединения (ТСС). Благодаря высокой

теплопроводности металла охлаждение стыкового соединения ТСС, в зависимости от конструктивной длины трубок, происходит в течение 3 - 5 сек[1-4].. Для анализа строения структуры переходной зоны ТСС используется сканирующий электронный микроскоп Auriga Cross Beam с программным обеспечением Smart Sem. Микрозондовый рентгеноспектральный анализ проведен с помощью энергодисперсионного спектрометра INCA X-Max [5-7].

Состав и структура переходной зоны ТСС представляет естественно слоистую композицию металла (ЕСКМ). Структурно состоит (см. рис.1) из интерметаллической промежуточной фазы $CuAl_2$ и пересыщенных фаз состава Al (63-66)% + Cu (29-34)%; у внутренней поверхности стенки алюминиевых труб - слоев (сварки с оплавлением Al) - пересыщенного α- твердого раствора с окисью алюминия и эвтектики $\alpha^I+(\alpha+CuAl_2)$ в виде дендритов. С противоположной стороны (диффузионной сварки без оплавления Cu) переходная зона состоит из сильно пересыщенного β^I- твердого раствора, окиси меди и эвтектики состава $\beta^I+(\beta^I+CuAl_2)$. При этом формируются композиционные слои - доэвтектического состава структуры на базе Al и заэвтектического состава структуры на базе Cu.

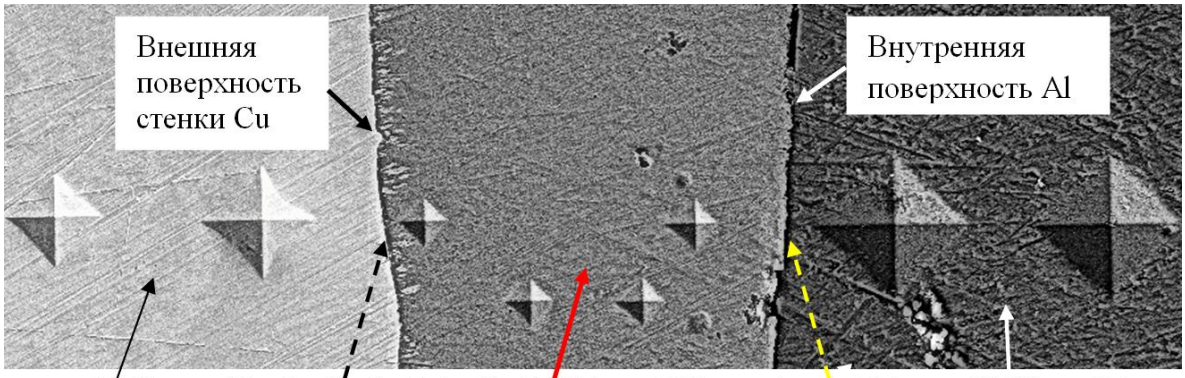


Рис.1 Фрагмент структуры ТСС труб Cu и с участками измерения (HV_{100}, МПа x10^{-1})

Определено количество Cu и Al соответственно у внутренней поверхности стенки алюминиевых трубок и внешней поверхности медных труб. Частичное разбухание, отслаивание Al при теплосменах в порах и слоях ЕСКМ при сварке ТСС и эксплуатации происходило из-за мгновенного точечного увеличения давления водорода до 50 крат при его ионно-молекулярных превращениях [8-11].

Измерениями и анализом микротвёрдости переходных участков (ПУ) СС выявлены уровни значений в интервале H_{100}1700…2330МПа (рис.1), что ~ в 7 раз превышает микротвёрдость Al матрицы в диапазоне H_{100} 250…310МПа и значительно превышает уровень твёрдости меди H_{100} 560…940МПа. Осредненные значения микротвердости меди, ПУ СС и алюминия (рис.1) соответственно составили: 680, 2200 и 280HV_{100} Твёрдость грата составила величину H_{100}1800МПа. Измерениями так же выявлены аномальные уровни микротвёрдости на цилиндрических участках соединения H_{100} 2100…2330МПа (рис.1). Значительные расхождения микротвёрдости фрагментов СС свидетельствуют об очень высокой хрупкости и жесткости переходных участков соединений, в сравнении с высокой пластичностью и малой жесткостью Cu и Al, при больших их коэффициентах температурного расширения [4, 11-13]. При работе ПУ (металлического сэндвича) в условиях теплосмен по – видимому возникают большие внутренние напряжения, которые могут привести к образованию трещин и расслоению поверхностей сопряжения металла СС, отличающегося структурным составом [1, 4].

Результаты анализа химического состава позволили определить структуру переходной зоны РСС. На участке сплавления внутренней поверхности алюминиевых трубок с ПУ структура имеет сложный фазовый состав (табл.1, Al): $\alpha+\theta'+(\alpha+CuAl_2)+\theta_{II}+Al_2O$. Она

естественно - слоистая зона композиционного металла (КМ) состоит: из пересыщенного твердого раствора (α) и интерметаллической промежуточной фазы $CuAl_2$ (θ) в эвтектике и когерентной (θ') в твердом растворе.

Таблица 1

Среднее содержание компонентов АМТ в КМ

№ спектра	O	Al %	Cu	Фазовый состав фрагмента СС на участке сплавления металла	h, мкм	H_{100}, МПа
1	3.97	71.00	25.03	$\alpha + \theta' + (\alpha + CuAl_2) + \theta_{II} + Al_2O_3$	- 0,3	2100
2	7.20	68.58	24.21	$\alpha + \theta' + (\alpha + CuAl_2) + \theta_{II} + Al_2O_3$	- 0,2	1940
3	9.54	79.57	10.89	$\alpha + \theta' + (\alpha + CuAl_2) + \theta_{II} + Al_2O_3$	0,3	-
4	14.76	73.16	12.08	$\alpha + \theta' + (\alpha + CuAl_2) + \theta_{II} + Al_2O_3$	0,15	-
5	**4.37**	**95.29**	**0.34**	$\alpha + \theta' + Al_2O_3$	8	310
6	2.73	65.93	31.34	$\alpha + \theta' + (\alpha + CuAl_2) + \theta_{II}$ - (КМ)	-10	2300

Изменение химического и фазового состава контактного СС в раструб трубок Cu и Al на участках сплавления (Al-КМ, см. рис.2) (h – расстояние от поверхности сплавления в мкм)

Среднее содержание компонентов АМТ в КМ (табл.1, табл.2, рис.2 и рис.3) составляет в интерметаллиде интервалы: Al (63-66) % + Cu (29-34) %, а в Al_2O – интервал 3-14%. Рис.2 и рис.3 иллюстрируют соответственно участки РСС полного и не полного проплавления металла трубок и места определения спектров металла. В зоне сплавления (алюминиевых трубок с ПУ) (при h = -1мкм, см. табл. 2) структура металла представлена фазовым составом $\alpha + \theta' + Al_2O_3 + \theta_{II}$, она содержит 4% Cu + 72% Al и 13% кислорода.

Таблица 2

Изменение химического и фазового состава в ЗТВ СС трубок Cu и Al - на участке диффузионной сварки (переходный слой КМ - Cu)

№ спектра	O	Al %	Cu	h, мкм	Фазовый состав фрагмента СС на участке диффузионной сварки	H_{100}, МПа
1	2.36	1.21	96.43	8	$\alpha_1(Cu) + CuO$	620
2	8.49	16.65	74.86	0,3	$\gamma' + \eta' + \gamma_2 + CuO$	-
3	4.69	47.60	47.71	-1,1	$(\alpha + CuAl_2) + \theta(CuAl_2) + \alpha_{II} + Al_2O_3$	2300
4	3.93	65.87	30.20	-10	$\alpha + (\alpha + CuAl_2) + \theta' + \theta_{II} + Al_2O_3$	2170
5	2.36	15.65	81.99	0,5	$\gamma_2 + \gamma' + (\alpha_1 + \gamma_2) + CuO$	740
6	8.54	45.48	45.98	-1,2	$(\alpha + CuAl_2) + \theta(CuAl_2) + Al_2O_3$	2280

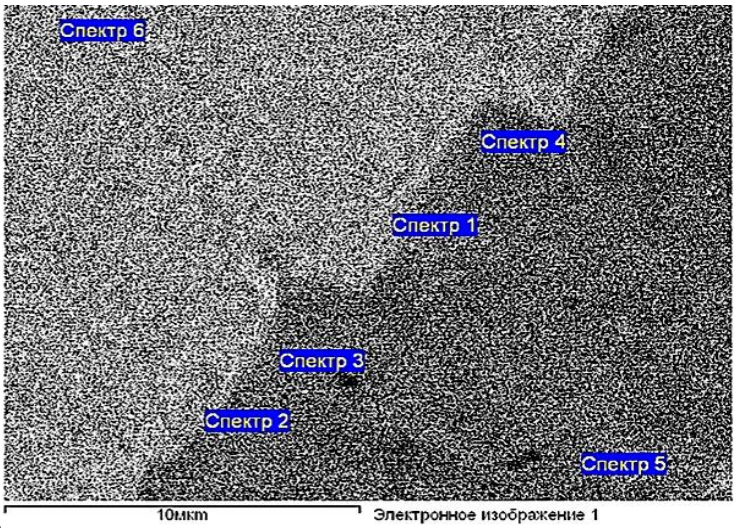


Рис.2 Фрагмент структуры ССР трубок Cu и Al и участки определения состава спектров с поверхности сплавления КМ (спектр 6) - Al (спектр 5)

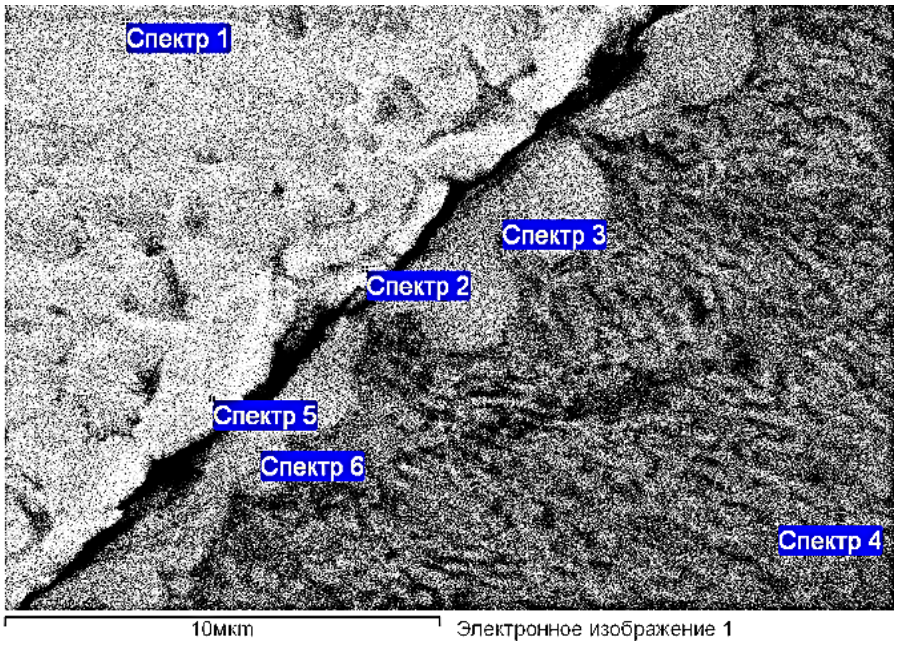


Рис.3 Фрагмент структуры ССР трубок Cu и Al с участками определения состава по спектрам у поверхности диффузионной сварки α_1(Cu) (спектр 1), содержащего Cu = 96,4% + Al = 1,2% + O = 2,4% и КМ с $CuAl_2$ (спектр 4), содержащего Cu =30,2% + Al = 65,9% + O = 3,9%

Результаты анализа химического состава СС в раструб трубок Cu и Al на участке диффузионной сварки в зоне термического влияния (ЗТВ) представлены в табл. 2. Они свидетельствуют об изменении фазового состава в обе стороны от соединения. У границы раздела участков диффузионного СС с непроваром (рис.3) при составе компонентов Al =1% + Cu = 96% структура представлена соответственно пересыщенным твердым раствором и окисью меди α_1(Cu) + CuO. В СС у наружной поверхности медной трубки состав металла: Al =17% + Cu = 75%, структура представлена метастабильными фазами (γ') + (η') + интерметаллидом (γ_2) + CuO. В композитном слое - ЗТВ при составе компонентов Al =16% + Cu = 82% структура представлена фазами: γ_2 + γ' + (α_1+ γ_2) + CuO - интерметаллидом, мартенситной фазой (γ') и эвтектикой (α_1+ γ_2). В ПУ на расстоянии h > 1,1мкм, от поверхности диффузионной сварки, при составе компонентов СС в интервалах: Al = (45-48)% + Cu = (46-48)% - структура представлена фазами: (α + $CuAl_2$) + θ($CuAl_2$) + α_{II} +Al_2O_3.

Выводы

1. Высокая скорость нагрева и охлаждения металла при контактной сварке сопротивлением трубок Al и Cu в раструб формирует несколько метастабильных промежуточных фаз (θ^I, γ′, η′).

2. Поверхности соединения в раструб Cu и Al трубок, сваренных в твёрдо – жидком состоянии, содержат промежуточный композиционный участок, имеющий слои различного фазового состава, а также участки: сплавления (Al-КМ) и диффузионной сварки с переходным слоем (КМ – Cu); они также, имеют сложный фазовый состав.

3. Микротвердость промежуточного композиционного участка содержит слои с интервалом значений 1770-2330 HV_{100}.

4. Осредненные значения микротвердости (HV_{100}): меди, естественно-слоистого КМ (в сварном соединении Al и Cu трубок) и алюминия соответственно составили: (680, 2200 и 280) МПа.

5. Растрескивание вдоль поверхности медных трубок и отслоение алюминиевых трубок в условиях теплосмен (непровары) происходят из-за разномодульности оксидов Al, Cu, их промежуточных фаз и мгновенных, точечных ионно-молекулярных превращений водорода на границах промежуточного слоя.

6. Определяющей свойства СС является фаза, в составе структуры промежуточного слоистого КМ, содержащего Al (63 - 66) % + Cu (29 - 34) % - интерметаллидное соединение θ ($CuAl_2$).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Муратаев Ф.И., Фролова А.Б. Исследование состава и свойств контактного сварного соединения в раструб медных и алюминиевых трубок // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева 2021. №3.

2. Шабалин Е.А., Муратаев Т.А., Муратаев Ф. И. Влияние количества интерметаллида $CuAl_2$ на микротвердость сварного соединения. Materials. Technologies. Design**,** [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 37-42, август 2021. ISSN 2658-7572. <http://journal.ugatu.ac.ru/index.php/mtd/article/view/3197>.

3. Ф.И. Муратаев. Типовые и деградационные признаки микроструктуры сварных соединений конструкционных и специальных сталей // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2013. № 2. Выпуск. 3. С. 84-89.

4. Муратаев Ф.И., Горбунов А.В. Закономерности структуры и свойств соединений разнородных металлов, сваренных в твердожидком состоянии // Вестник казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – 2012. –Т1, № 1. – С. 44-48.

5. Муратаев Ф.И., Евлампьев А.В., Муратаев Т.А. Анализ причин развития стресс-коррозии аустенитных сталей и сварных соединений // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева 2021 №1. С.76-81.

6. Шабалин Е.А., Муратаев Т.А., Муратаев Ф.И. Ранжирование характеристик конструкционной прочности в задачах обеспечения долговечности и надежности сплавов. Materials. Technologies. Design, [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 51-61, август 2021. ISSN 2658-7572. <http://journal.ugatu.ac.ru/index.php/mtd/article/view/3197>.

7. Муратаев Ф.И., Муратаев А.Ф, Влияние состава и морфологии интерметаллической фазы сплава IN-738LC на повреждаемость лопаток газовых турбин // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева 2015. №3 С. 43-48.

8. Murataev F.I., Galimov E.R. Development of a technology for hardening the working surfaces of microsurgical tools from titanium alloy // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. V. 915. Article number 012042. DOI: 10.1088/1757-899X/915/1/012042

9. Муратаев Ф.И., Муратаев А.Ф. Исследование повреждаемости металла дисков компрессора ГТУ // ISSN 2078-6255. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева 2016 №4. С. 31-35.

10. Муратаев Т.А., Фролова А.Б., Муратаев Ф.И. Согласование характеристик структуры и конструкционной прочности титановых сплавов мартенситного и переходного классов Materials. Technologies. Design. - [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 25-31, авг. 2021. ISSN 2658-7572.

11. Муратаев Ф.И., Махмутянов А.Н., Муратаев Т.А. Превращения титановых сплавов в лазерном пятне при ударном упрочнении // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. № 2. С. 57–62.

12. Муратаев Ф. И., Мухамадеев И. М. Закономерности структурных состояний и характеристик конструкционной прочности штамповок титанового сплава // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2020. Т. 76, № 2. С. 46–52.

13. Murataev F.I., Galimov E.R., Galimova N.Y. Ranking Materials Technologies by Limiting Characteristics of Heat-Resistant Alloys and Their Longevity in the Problems of Import Substitution // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2019. V. 570. Article number 012070. DOI: 10.1088/1757-899X/570/1/012070.

INFLUENCE OF INTERMETALLIDES ON THE FORMATION OF THE STRUCTURE AND PROPERTIES OF THE AL-CU COMPOUND

Evlampiev A.
evlampiev.andrey@mail.ru
Supervisor: F. Murataev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The paper presents the results of the analysis of the chemical composition of the Al-Cu welded joint, as well as the influence of intermetallic compounds on the formation of the structure and properties of this alloy.

УДК 669.018.2

ВЛИЯНИЕ СТРУКТУРЫ НА СЛУЖЕБНЫЕ СВОЙСТВА ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

Евлампьев А.В.
evlampiev.andrey@mail.ru
Научный руководитель: Ф.И. Муратаев, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Установлены соотношения влияния показателей микроструктуры на истинные характеристики деформационного упрочнения, предельной пластичности, сопротивления отрыву и статической трещиностойкости высокопрочных титановых сплавов в вариантах технологических состояний применительно к дискам и лопаткам компрессора ГТД.

На основе всесторонних исследований микроструктуры и свойств титановых сплавов мартенситного и переходного классов в широком диапазоне типовых и оригинальных технологических состояний установлены закономерности согласования структуры и характеристик конструкционной прочности. Для обоснования материалов и технологий, прогнозирования характеристик сопротивления усталости используются свойства истинной диаграммы деформирования [1-7].

Для решения этих задач представляется целесообразным обосновать основные критерии предельного состояния материалов, с позиций состояния структуры и служебных свойств. Для удобства в инженерной практике они должны быть представлены характеристиками КП, которые являются структурно-чувствительными и отражают технологическую и эксплуатационную наследственность [8-10]. Благодаря адекватно выбранным свойствам КП можно рассчитывать на широкое использование их в задачах согласования с характеристиками чувствительности материалов к условиям усталостного нагружения по количественным силовым и температурным показателям (вплоть до установления закономерностей влияния от уровня и характера действующих напряжений) [9-13].

Были реализованы технологические варианты структур, отличающиеся резкой неоднородностью размеров, геометрии и количества низкотемпературной α и превращенной $\alpha_п$ - фазы, количеством α', α'' размером, формой и морфологией бывшей высокотемпературной β- фазы [9, 10]. Установлены количественные зависимости важнейших свойств конструкционной прочности, трещиностойкости и сопротивления усталости титановых сплавов от параметров структуры по вариантам состояний сплавов и после интенсивного лазерного упрочнения в интервале показателя $\alpha/\alpha_п$.= 2-12. Выявлены наилучшие варианты технологии высокопрочных титановых сплавов при соотношении $\alpha/\alpha_п$ ~2 (сплавов).

Устанавливаются закономерности согласования характеристик структуры по соотношению фаз $\alpha/\alpha_п$ (размеров исходной и превращенной низкотемпературной $\alpha_п$ - фазы) и показателей КП сплавов - трещиностойкости (K_{IC}) и истинной диаграммы деформирования: S_K - сопротивление отрыву, $m^{(0)}$ - коэффициент деформационного упрочнения, ψ и E_K - модуль Ильюшина – комплексно характеризующий степень упрочнения материала и его запас пластичности (рис. 1). Структура сплавов ВТ6 и ВТ8М определяется видом упрочнения и степенью рекристаллизации; она состоит из низкотемпературной - с разной степенью рекристаллизации формы и размеров α - фазы и высокодисперсной $\alpha_п$ – фазы, превращенных α′ и α″ - мартенситов разной дисперсности. Промежуточное состояние микроструктуры сплава ВТ6 ($\alpha+\alpha_п$ + α′ + α″) трансформируется в вариантах:– лазерное ударное упрочнение [7, 10] - после закалки (из β - области) и старения без ВТМО,– мягкая закалка (из α+β - области) и старение с ВТМО, (с) - жесткая закалка (из α+β - области) и старение, - жесткая закалка (из α+β - области) и двойное старение [10, 12].

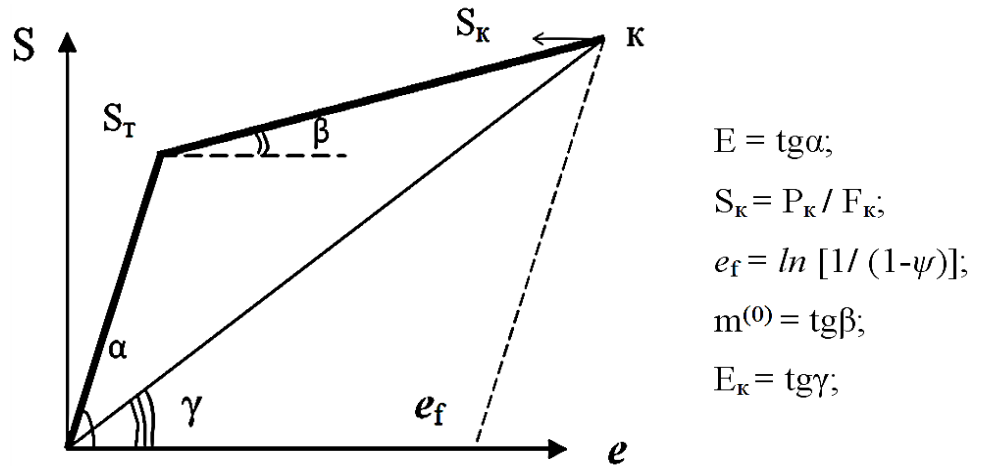


Рис. 1 Характеристики истинной диаграммы деформирования при растяжении

Установлена иерархия свойств: прочности, пластичности, ударной вязкости, трещиностойкости, деформационного упрочнения и сопротивления усталости сплавов ВТ6пч, ВТ8, ВТ3-1, ВТ8М, ВТ22 в продолжительном ряду характеристик конструкционной прочности. Наиболее эффективными из них оказались: сопротивления отрыву (S_K), коэффициент деформационного упрочнения ($m^{(0)}$), относительное сужение (ψ) и конечный модуль Ильюшина - комплексный показатель прочности, деформационного упрочнения и пластичности (E_K). Предложена диаграмма «равенства предельных амплитуд усталости простого и сложного нагружения» (в координатах ψ - S_K), которая позволяет ускоренно обосновывать режимы технологий формирующих требуемую структуру и свойства, существенно сокращая объем экспериментального подтверждения состоятельности выбранных технологий и оптимизации их режимов. Выявлены эффективные технологии и структурные состояния высокопрочных титановых сплавов для низкотемпературных ступеней компрессора ГТД, обеспечивающих требуемую функциональность и надежную длительную работу.

Установлена линейная связь E_K от $\alpha/\alpha_п$ и степенные зависимости: сопротивления отрыву и коэффициента деформационного упрочнения – соответственно от (S_K, $m^{(0)}$), K_{IC} и относительного сужения ψ или запаса пластичности (e_f) - от $\alpha/\alpha_п$ (рис. 2). Как отмечалось выше в диапазон рассмотренных структурных состояний массивных заготовок можно включать состояния металла элементов изделий, существенно отличающихся от рассмотренных (компрессоры авиационных двигателей и наземных установок): своими габаритами, функциональной принадлежностью и используемыми технологиями локального упрочнения титановых сплавов (например: высококонцентрированным источником энергии).

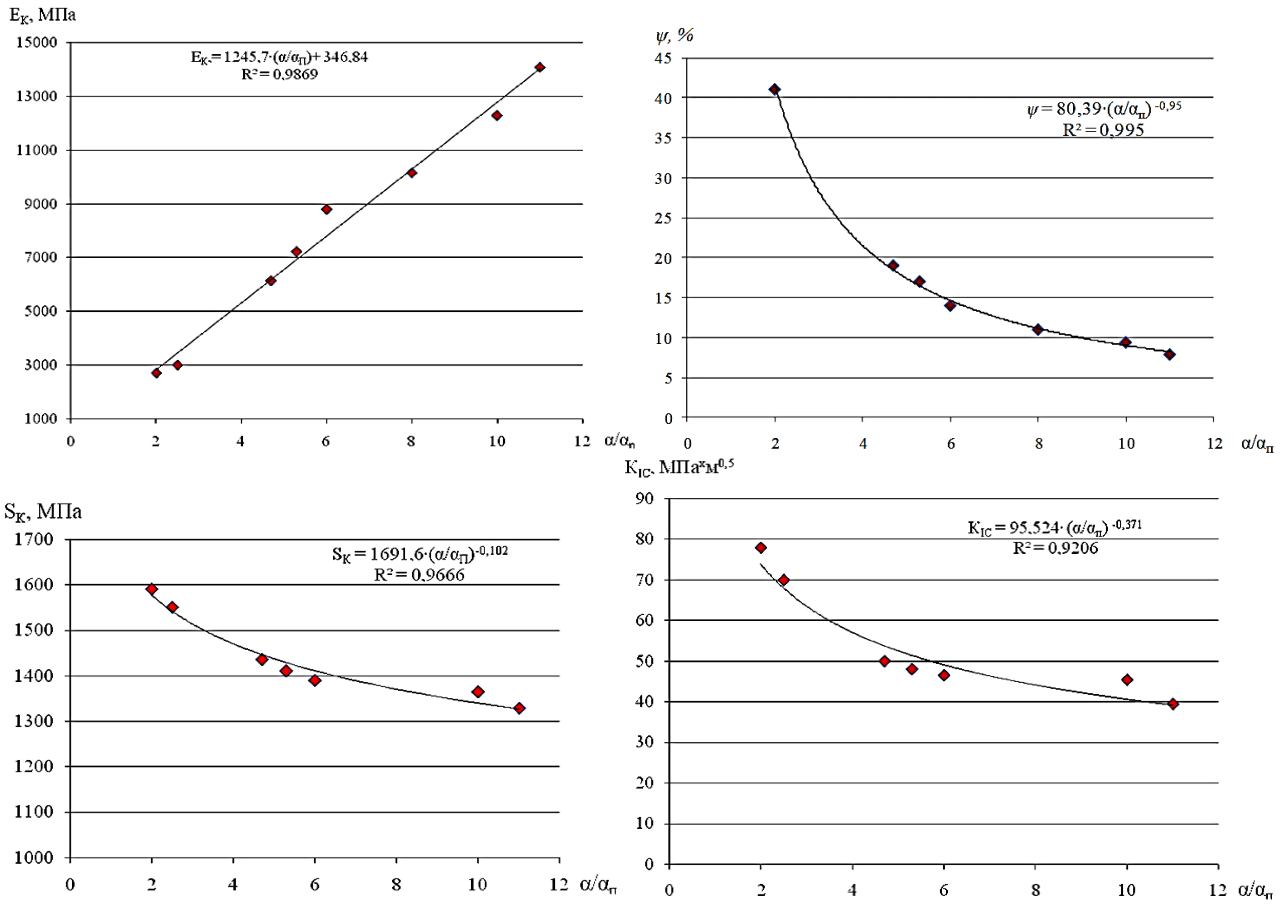


Рис. 2 Влияние структурных составляющих сплавов ВТ6 и ВТ22 по вариантам технологических состояний на характеристики конструкционной прочности

Выводы

1. Установлена иерархия свойств прочности, пластичности, ударной вязкости, трещиностойкости, деформационного упрочнения сплавов мартенситного и переходного классов для обоснования технологий титановых сплавов.

2. В качестве критериев конструкционной прочности используются характеристики истинной диаграммы деформирования сплавов. Наиболее эффективные и адекватные из них SK, m(0), ψ и EK, наиболее доступные - SK, ψ.

3. В широком диапазоне технологических и структурных состояний титановых сплавов ВТ6 ВТ8 и ВТ22 установлены тесные зависимости значений важнейших характеристик конструкционной прочности – относительного сужения, критического значения коэффициента интенсивности напряжений, сопротивления отрыву и конечного модуля (Ильюшина) от соотношения размеров исходной и превращенной $\alpha_п$-фазы.

4. Полученные зависимости согласования структуры и свойств позволяют улучшить служебные свойства высокопрочных титановых сплавов, обосновать эффективную технологию их переработки, способствуют сокращению времени совершенствования и экспериментального подтверждения технологических решений, сроков доводки узлов ГТД.

5. Выявлены эффективные технологии и структурные состояния высокопрочных титановых сплавов для высоконапорных ступеней компрессора ГТД, обеспечивающих функциональность и длительную работу.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Махутов Н.А. Конструкционная прочность, ресурс и техногенная безопасность. Часть 1 Критерии прочности и ресурса Новосибирск: Наука, 2005. - 494 с.

2. Муратаев Ф.И., Загидуллин А.Д., Данилов Е.В. Ранжирование характеристик конструкционной прочности для прогнозирования циклической долговечности сплавов при термосиловом нагружении: Материалы 11-й Всерос. конф. по испытаниям и исследованиям свойств материалов «Тест Мат», г. Москва, 2019. М.: ВИАМ, 2019. С. 221–235.

3. Муратаев Ф.И., Шабалин Е.А. согласование характеристик конструкционной прочности и структуры для обоснования технологии штамповки титановых сплавов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 3.

4. Шабалин Е.А., Муратаев Т.А., Муратаев Ф.И. Ранжирование характеристик конструкционной прочности в задачах обеспечения долговечности и надежности сплавов. materials. technologies. design, [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 51-61, авг. 2021. ISSN 2658-7572. <http://journal.ugatu.ac.ru/index.php/mtd/article/view/3197>.

5. Муратаев Ф.И., Муратаев А.Ф. Исследование повреждаемости металла дисков компрессора ГТУ // ISSN 2078-6255. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева 2016 №4. С. 31-35.

6. Клабуков М.А., Колесников Д.Н. Согласование характеристик структуры и свойств титановых сплавов // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. № 2. С. 53–56.

7. Murataev F.I., Galimov E.R. Development of a technology for hardening the working surfaces of microsurgical tools from titanium alloy // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. V. 915. Article number 012042. DOI: 10.1088/1757-899X/915/1/012042.

8. Муратаев Т.А., Фролова А.Б., Муратаев Ф.И., Согласование характеристик структуры и конструкционной прочности титановых сплавов мартенситного и переходного классов Materials. Technologies. Design. - [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 25-31, авг. 2021. ISSN 2658-7572.

9. Муратаев Ф.И., Махмутянов А.Н., Муратаев Т.А. Превращения титановых сплавов в лазерном пятне при ударном упрочнении // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. № 2. С. 57–62.

10. Колачев Б.А., Елагин В.И., Ливанов В.А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов 4-е изд., – М.: «МИСиС», 2005. – 432 с

11. Муратаев Ф. И., Мухамадеев И. М. Закономерности структурных состояний и характеристик конструкционной прочности штамповок титанового сплава // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2020. Т. 76, № 2. С. 46−52.

12. Murataev F.I., Galimov E.R., Galimova N.Y. Ranking Materials Technologies by Limiting Characteristics of Heat-Resistant Alloys and Their Longevity in the Problems of Import Substitution // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2019. V. 570. Article number 012070. DOI: 10.1088/1757-899X/570/1/012070.

13. Муратаев Ф.И., Шканов И.Н. Обоснование технологии обработки дисков компрессоров по характеристикам статического и циклического деформирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 1999. № 1. С. 43–47.

INFLUENCE OF STRUCTURE ON SERVICE PROPERTIES OF TITANIUM ALLOYS

Evlampiev A.

evlampiev.andrey@mail.ru

Supervisor: F. Murataev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Relationships of the influence of microstructure indices on the true characteristics of strain hardening, ultimate plasticity, pull-off resistance and static crack resistance of high-strength titanium alloys in versions of technological states as applied to disks and blades of a GTE compressor have been established.

УДК 62-433.4

МОДЕЛЬ НОВОЙ ТРЁХМЕРНОЙ АУКСЕТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ

Екимовская В.А.
lera.ek00@mail.ru
Научный руководитель: В.В. Лебедев, д.т.н., доцент
(Благотворительный фонд «Образование+», МБОУ «Гимназия №5», г. Королёв)

Ауксетики – это материалы с отрицательным коэффициентом Пуассона. Они расширяются при растяжении, а не сжимаются как обычные материалы. Известно несколько двумерных ауксетиков, но трёхмерные структуры встречаются намного реже. В статье теоретически и практически исследована трёхмерная ауксетическая структура, предложенная на основе механической модели.

Ауксетики – это материалы с отрицательным коэффициентом Пуассона [1]. Физическая суть ауксетика заключается в расширении образца при его растяжении, а не в сужении, как это обычно наблюдается. Актуальность ауксетиков обоснована созданием материалов с принципиально новыми свойствами, например, бетона, работающего на растяжение. Специалисты часто обосновывают актуальность ауксетиков примером гвоздя, который легко забить, но почти невозможно вынуть [2]. В настоящее время известны в основном двумерные ауксетики, в которых деформация растяжения в одном направлении приводит к расширению образца в другом направлении. Известны трёхмерные структуры ауксетиков для нанотрубок [2]. На рис.1 показаны бумажные модели известных двумерных ауксетиков. Из первых опытов с двумерным ауксетиком был сделан вывод, что внутреннего сложения плоских звеньев в механизме Саррюса не достаточно для создания на его основе пространственной конфигурации ауксетика. Не только отдельные звенья механизма не должны мешать его движению в единичной ячейке, но и сами механизмы-ячейки не должны мешать друг другу в смещении, сохраняя при этом ауксетические свойства трёхмерной структуры.

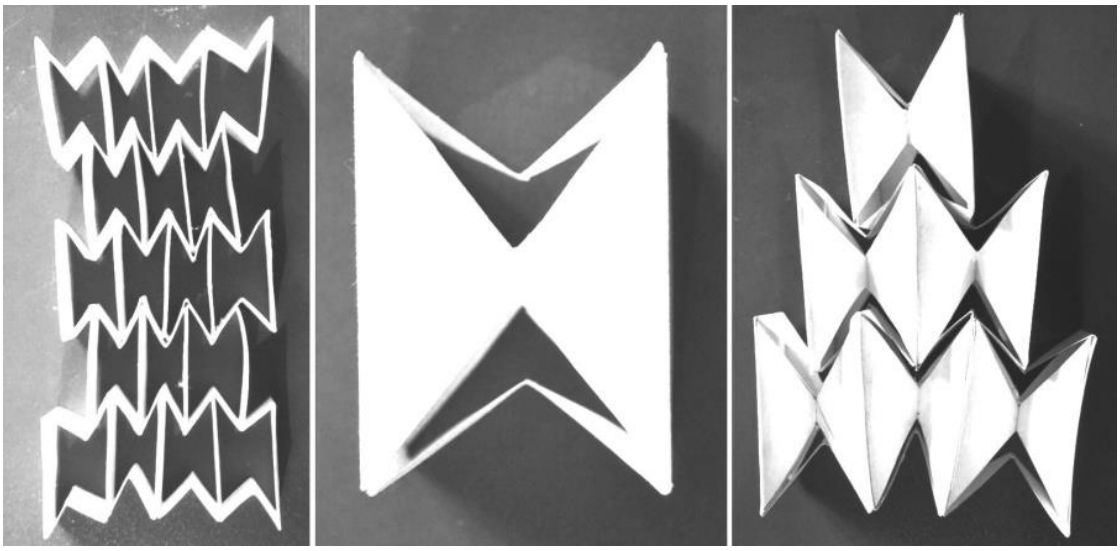


Рис.1. Модели двумерных ауксетиков

Цель работы заключается в создании механической аналогии для синтеза новых ауксетических структур. Новая структура основана на конфигурации известного пространственного шарнирного механизма Саррюса с внутренним сложением звеньев [3]. Объект изучения - новая трёхмерная структура материала, полученная на основе доработки указанного механизма, исследуется на предмет ауксетических свойств [4]. Выводом из первого опыта стало обоснование следующего положения: трёхмерная ауксечичность

единичной ячейки материала не означает перенос этого свойства на множество ячеек, то есть из микроауксетичности не следует макроауксетичность. Не только отдельные звенья механизма не должны мешать его движению в единичной ячейке, но и сами механизмы-ячейки не должны мешать друг другу в смещении, сохраняя при этом ауксетические свойства трёхмерной структуры. Доработка звена структуры была проведена поиском и приданием плоским складывающимся рычагам механизма Саррюса специальной формы. Оказалось, что не надо делать рычаги трапецевидными, можно выполнить прямоугольными, но доходящими только до половины верхней и нижней граней механизма, чтобы при внутреннем сложении они не мешали друг другу. Наращивание общей конфигурации в модели ауксетика можно проводить во всех трёх взаимно перпендикулярных направлениях. Бумажная модель нового трёхмерного ауксетика показана на рис.2.

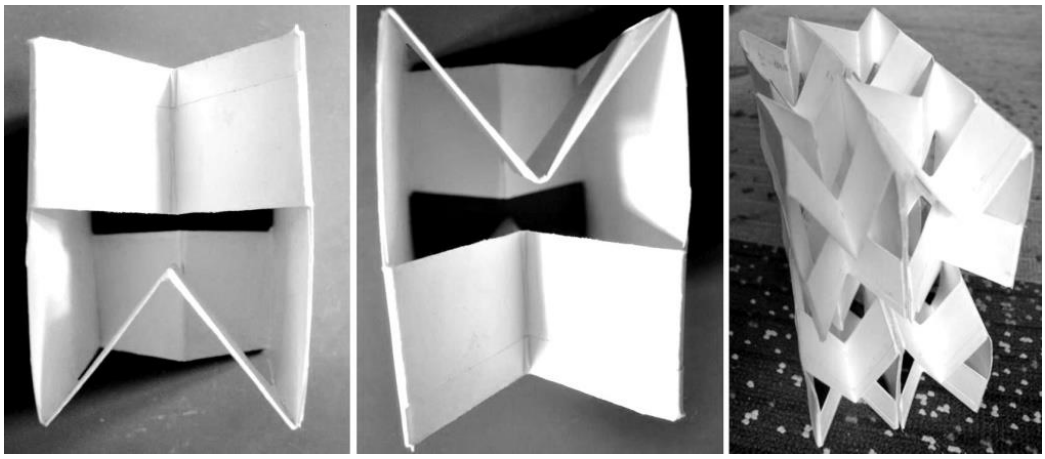


Рис.2. Модель нового трёхмерного ауксетика

Для количественной оценки свойств нового трёхмерного ауксетика необходимо определить количественно коэффициент Пуассона. Коэффициент Пуассона – это величина, измеряемая отношением взятой со знаком минус поперечной деформации образца к его продольной деформации. Деформация растяжения предполагается положительной, а деформация сжатия – отрицательной. Понятие коэффициента Пуассона можно применять только к двумерным структурам ауксетиков. Для трёхмерных структур это понятие уточняется и переходит в матрицу Пуассона, которая характеризует расширение ауксетика уже не в одном, а в двух взаимно перпендикулярных растягивающей нагрузке направлениях. На рис. 3 показана схема расчёта коэффициентов в матрице Пуассона для предложенной модели ауксетика.

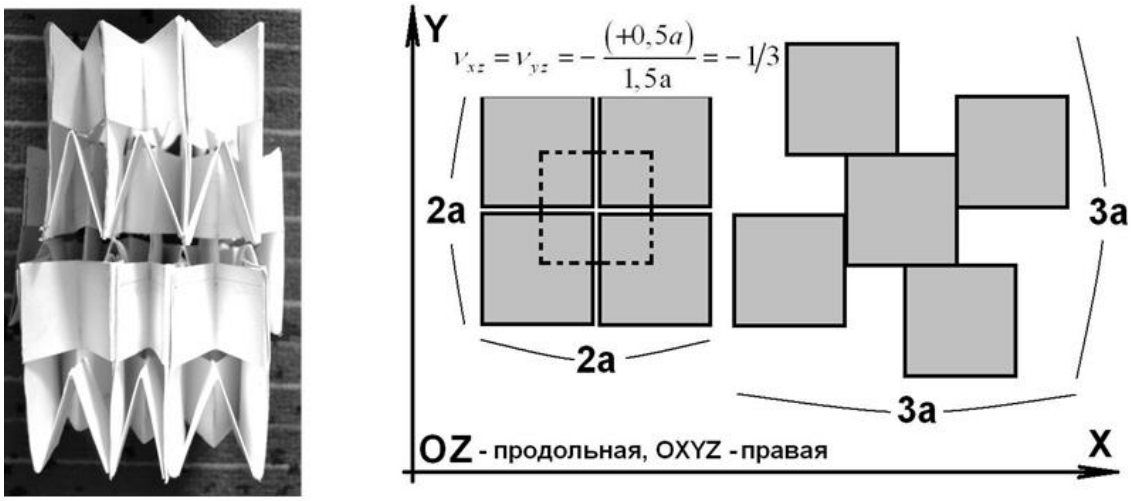


Рис.3. Схема расчета характеристик трёхмерного ауксетика

На этой схеме координатная ось OZ, как и ранее, предполагается продольной осью, вдоль которой действует растягивающая (для определённости) нагрузка, то есть относительная деформация ε_z образца вдоль координатной оси OZ предполагается положительной. Координатные оси OX и OY образуют вместе с координатной осью OZ прямоугольную правую декартову систему координат. Для определения компонент матрицы Пуассона нужно сравнить изменение размеров структуры при максимально сжатом и максимально растянутом состояниях. При этом надо рассматривать только две состыкованные ячейки с видоизменёнными механизмами Саррюса, потому что в остальной конфигурации они могут повторяться сколь угодно много раз по всем трём координатным осям. Эти две кубические ячейки пересекаются по угловому кубу с половинным ребром. В максимальном растянутом вдоль координатной оси OZ состоянии, как и по другим двум координатным осям, размер двух состыкованных кубических ячеек равен 1,5a. При максимальном сжатии по координатной оси OZ структура превращается в плоскость с нулевой высотой. Следовательно, изменение размера двух ячеек в продольном направлении OZ, параллельном приложенной растягивающей нагрузке, как элементарной конфигурации, равно 1,5a-0=+1,5a. В направлениях координатных осей OX и OY при максимальном растяжении размеры структуры одинаковые, они равны 1,5a, при максимальном сжатии размеры тоже одинаковые, но равны a. Следовательно, в направлениях координатных осей OX и OY изменение размеров равно 1,5a-a=+0,5a. На основе этих исходных данных вычисляем компоненты матрицы Пуассона:

$$\nu_{xx}=\nu_{yy}=\nu_{zz}=\nu_{xy}=\nu_{yx}=-1;\quad \nu_{xz}=\nu_{yz}=\nu_{zx}^{-1}=\nu_{zy}^{-1}=-1/3.$$

В случае двумерного ауксетика коэффициент Пуассона определяется формулой $\nu=-\frac{\varepsilon_{\delta}}{\varepsilon_z}$. В этой формуле продольная относительная деформация обозначена символом ε_z, то есть координатная ось OZ предполагается продольной, вдоль оси OZ действует растягивающая образец нагрузка. Координатная ось OX предполагается поперечной, вдоль неё относительная деформация образца равна ε_{δ}. Даже для двумерного ауксетика коэффициент Пуассона удобнее представить не скаляром, а тоже матрицей вида $\nu_{ij}=\begin{Vmatrix}\nu_{xx} & \nu_{xy}\\ \nu_{yx} & \nu_{yy}\end{Vmatrix}$. В этой матрице компоненты связывают два направления деформации двумерного материала, не обязательно ауксетика, более общим соотношением $\nu_{ij}=-\frac{\varepsilon_i}{\varepsilon_j}$, где символами i, j обозначены два взаимно перпендикулярных направления. При такой трактовке матрицы Пуассона два элемента главной диагонали будут единичными, то есть $\nu_{ij}=\begin{Vmatrix}-1 & \nu_{xy}\\ \nu_{yx}^{-1} & -1\end{Vmatrix}$, а два элемента другой диагонали будут взаимно обратными величинами. По такой методике можно обобщить понятие матрицы Пуассона на случай трёхмерного материала, в том числе ауксетика. Схема такого образца показана на рис.1.

В матрицу Пуассона для предлагаемой новой пространственной структуры можно записать в виде $\nu=\begin{Vmatrix}\nu_{xx} & \nu_{xy} & \nu_{xz}\\ \nu_{yx} & \nu_{yy} & \nu_{yz}\\ \nu_{zx} & \nu_{zy} & \nu_{zz}\end{Vmatrix}=\begin{Vmatrix}-1 & -1 & -1/3\\ -1 & -1 & -1/3\\ -3 & -3 & -1\end{Vmatrix}$.

Полученная матрица Пуассона показывает, что предлагаемая новая пространственная структура является полным ауксетиком, то есть при растяжении в продольном направлении OZ одновременно расширяется в перпендикулярном ему двух ортогональных направлениях OX и OY. В плоскости OXY такая структура центрально симметрична.

Расчётный пример новой пространственной структуры ауксетика построен для частного случая, соответствующего кубической форме развёрнутого механизма Саррюса. Однако боковые шарниры этого механизма можно выполнить любой длины, от почти нулевой до половины стороны квадрата верхней и нижней граней. Точно также грани основания можно выполнять не квадратными, а прямоугольными. При изменении размеров ячейки ауксетика соответственно изменится матрица Пуассона, сохранив отрицательные значения своих компонент. Это означает создание материала с априорно заданными свойствами.

Расчёты компонент матрицы Пуассона выполнены в интегральной форме, то есть в предположении, что предлагаемая структура сначала находится в максимально сжатом, то есть в плоском состоянии, совпадая с координатной плоскостью OXY. Затем структура разворачивается до максимально растянутого состояния по координатной оси OZ и максимально расширенного состояния по координатным осям OX и OY. В дифференциальной форме деформация такой ауксетической структуры происходит не равномерно. Следовательно, ближайшей задачей исследования является изучение поведения ауксетической структуры в процессе её деформации. Конечным результатом решения такой новой задачи станет установление зависимости матрицы Пуассона и её компонент от продольной растягивающей деформации.

Общая идея исследования зависимости матрицы Пуассона построенной элементарной ячейки от величины её деформации иллюстрируется схемой, представленной на рис.4. На этом рисунке показано расширение подвижной конфигурации в горизонтальном направлении при удлинении системы в вертикальном направлении. Единственная степень свободы одной элементарной ячейки характеризуется углом α наклона боковой створки к плоскости основания, то есть к корпусу. На угол α накладывается ограничение: $\alpha \in \left[0\,;\frac{\pi}{2}\right]$. При $\alpha = 0$ элементарная ячейка полностью сложена до плоской конфигурации, совпадающей с неподвижным корпусом механизма Саррюса. При $\alpha = \frac{\pi}{2}$ элементарная ячейка полностью развёрнута до максимальной длины, соответствующей удвоенному ребру куба.

Для установления связи между поперечной x и продольной z деформациями записываются два уравнения в параметрическом виде, которые характеризуют каждую из деформаций в зависимости от введённого в рассмотрение угла α как параметра:

$$\begin{cases} z = 2\cdot a\cdot\sin\alpha \\ x = a - a\cdot\cos\alpha \end{cases}; \quad \begin{cases} z = 2\cdot a\cdot\sin\alpha \\ x = 2\cdot a\cdot\sin^2\frac{\alpha}{2} \end{cases}.$$

Из второго уравнения системы выражается сторона *a*, и полученное выражение подставляется в первое уравнение системы:

$$a = \frac{x}{2\cdot\sin^2\frac{\alpha}{2}}; \quad z = 2\cdot a\cdot\sin\alpha = \frac{2\cdot\sin\alpha\cdot x}{2\cdot\sin^2\frac{\alpha}{2}} = \frac{2\cdot x\cdot\sin\frac{\alpha}{2}\cdot\cos\frac{\alpha}{2}}{\sin^2\frac{\alpha}{2}} = \frac{2x}{tg\frac{\alpha}{2}} = 2x\,ctg\frac{\alpha}{2}.$$

После такого преобразования определяется зависимость компоненты матрицы Пуассона от угла α наклона боковой створки к основанию: $\nu_{xz}(\alpha) = \frac{-\varepsilon_x}{\varepsilon_z} = \frac{-x}{z} = \frac{-x}{2x\,ctg\frac{\alpha}{2}} = \frac{-1}{2\,ctg\frac{\alpha}{2}} = -\frac{1}{2}tg\frac{\alpha}{2}$.

Возможны два предельных значения этой компоненты матрицы Пуассона: если $\alpha = 0$, то $\nu_{xz}(0) = 0$; если $\alpha = \frac{\pi}{2}$, то $\nu_{xz}\left(\frac{\pi}{2}\right) = -\frac{1}{2}$.

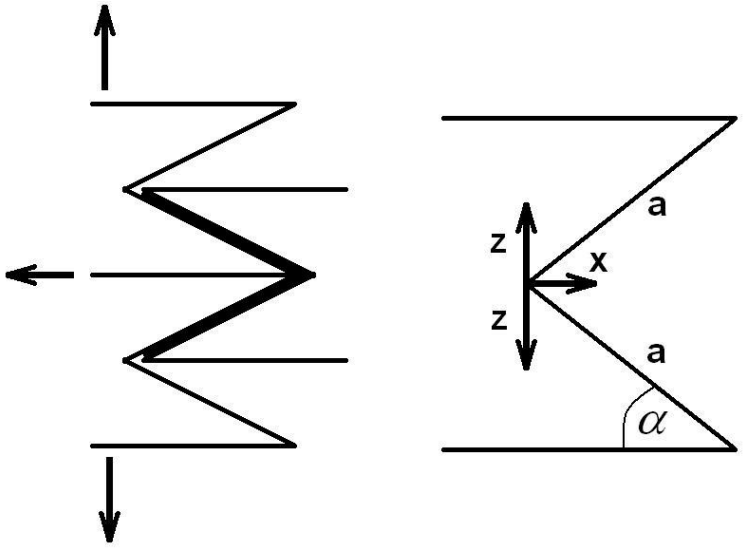


Рис.4. Взаимосвязь между поперечной x и продольной z деформациями

Общий вид матрицы Пуассона такой элементарной ауксетической ячейки как функции угла наклона створки к плоскости основания, то есть корпуса, имеет вид:

$$\nu = \begin{Vmatrix} \nu_{xx} & \nu_{xy} & \nu_{xz} \\ \nu_{yx} & \nu_{yy} & \nu_{yz} \\ \nu_{zx} & \nu_{zy} & \nu_{zz} \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} -1 & -1 & -\frac{1}{2}tg\frac{\alpha}{2} \\ -1 & -1 & -\frac{1}{2}tg\frac{\alpha}{2} \\ -\frac{1}{2}ctg\frac{\alpha}{2} & -\frac{1}{2}ctg\frac{\alpha}{2} & -1 \end{Vmatrix}.$$

Для проверки правильности сформулированной гипотезы о механической аналогии ауксетика с устройством Саррюса была изготовлена картонная модель, фотография которой приведена на рис.5. Эта модель содержит 15 видоизменённых механизмов Саррюса.

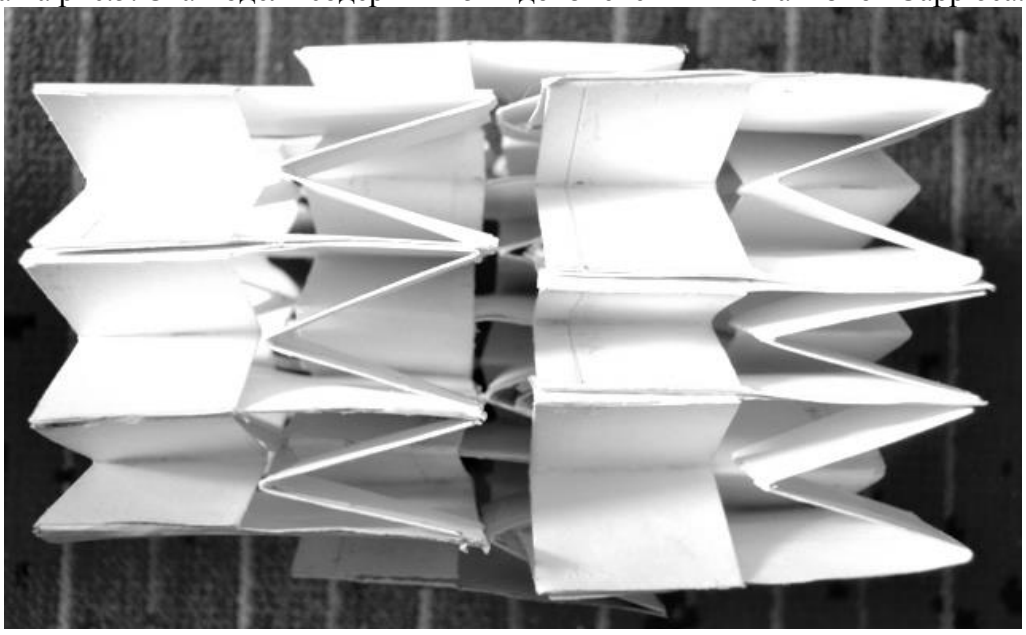


Рис.5. Модель ауксетика (15 видоизменённых механизмов Саррюса)

Выводы по работе и перспектива исследований..

1. Предложена механическая аналогия для расчёта характеристик ауксетика на основе известного, но доработанного механизма Саррюса.

2. Известный механизм Саррюса был доработан для возможности внутреннего сложения его створок с целью перехода к модели элементарной ячейки ауксетического материала. Предложены несколько вариантов доработки для внутреннего сложения.

3. Доработанная механическая ячейка Саррюса позволила создать новый проект трёхмерного полного ауксетика с расширением в двух направлениях при удлинении в третьем направлении. Новый проект содержит множество соединённых ячеек Саррюса.

4. Предложена методика расчёта интегральных компонент матрицы деформации для предложенной модели ауксетического материала. Показан пример такого расчёта.

5. Начато исследование дифференциальных компонент матрицы деформации для предложенной модели ауксетического материала как функции от продольного удлинения, или, что то же самое, наклона створок к основанию. Показан пример такого расчёта.

6. Правильность сформулированной гипотезы о механической аналогии ауксетика с устройством Саррюса подтверждена натурным моделированием в виде изготовления картонного образца материала с заданными свойствами ауксетика.

7. Перспектива работы заключается в синтезе других схем ауксетических структур на основе предложенного видоизменённого механизма Саррюса.

Работа выполнена при поддержке Благотворительного фонда «Образование+».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Ауксетики – материалы с отрицательным коэффициентом Пуассона. Кафедра Статистической физики Физического факультета Санкт-Петербургского государственного университета. – Эл. ресурс: https://vk.com/video-3519369_163344968

2. Гольдштейн Р.В., Городцов В.А., Лисовенко Д.С., Волков М.А. Отрицательный коэффициент Пуассона для кубических кристаллов и нано/микротрубок. – ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН. – Физическая мезомеханика. - №16 (6). – 2013. – С.13-31.

3. Механизм Саррюса. https://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/156213

4. Екимовская В.А. Механизм Саррюса с внутренним сложением - модель ауксетика / "Гагаринские чтения - 2020": Сборник тезисов докладов. - М.: МАИ, 2020. - 1731 с. - ISBN 978-5-4465-2716-8. - С.1150-1152.

A MODEL OF A NEW THREE-DIMENSIONAL ACOUSTIC STRUCTURE

Ekimovskaya V.

lera.ek00@mail.ru

Supervisors: V. Lebedev, Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor

(Charitable Foundation "Education+", Municipal budgetary educational institution "Gymnasium No. 5", the city of Korolev)

Auxetics are materials with a negative Poisson's ratio. They expand when stretched, and do not contract like conventional materials. Several two-dimensional auxetics are known, but three-dimensional structures are much less common. In the article, a three-dimensional acoustic structure proposed on the basis of a mechanical model is theoretically and practically investigated.

УДК 629.7: 666.3

ГЕОПОЛИМЕРЫ – ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СВЯЗУЮЩИЕ ДЛЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Зайцева А.М.
sunnybunnyann@mail.ru
Научный руководитель: К.А. Андрианова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань)

В ходе работы были изучены свойства и процессы вспенивания и отверждения геополимерных составов на основе алюмосиликатов. На основании полученных данных был подобран оптимальный режим отверждения алюмосиликатного связующего. Проведено исследование возможности склеивания сэндвич-панелей геополимерным составом. Выявлено, что геополимерные составы могут применяться для получения прочного вспенивающегося конструкционного клея для изготовлении трехслойных композитных конструкций с повышенной тепло- и огнестойкостью. Спроектирована 3D-модель оснастки для изготовления части интерьера пассажирского самолета.

В последние годы индустрия по производству композиционных материалов находится в поиске новых решений для создания прочных конструкций с уникальными свойствами, в том числе большое внимание уделяется материалам, отвечающим высоким требованиям пожаробезопасности. Исходя из данной проблемы, для исследования были выбраны геополимерные материалы на основе алюмосиликатов, которые уже успешно показали себя в такой отрасли промышленности, как строительство. Это связано с тем, что они обладают рядом существенных преимуществ: пористая структура материала обеспечивает ему низкую плотность, также их отличает высокая хим-, огне-, термостойкость и экологичность по сравнению с традиционными материалами [1, 2]. Геополимеры - это неорганические материалы, которые могут быть использованы в качестве огнеупорного вспененного заполнителя при создании сэндвич-конструкций. Они выделяются среди большинства материалов, используемых для создания сэндвич-панелей, своей негорючестью.

Целью данной работы стало изучение свойств геополимерных составов и разработка технологии склеивания сэндвич-панели геополимерами.

В качестве объектов исследования были выбраны: огнестойкий состав на основе алюмосиликатного связующего АлюТерм-1600 , алюминиевые пластины и пластины из неорганических материалов. Также были использованы следующие методы исследования: ИК-спектроскопия, определение реологических свойств, определение поверхностного натяжения, исследование химической активности, полный факторный эксперимент и определение прочности сэндвич-панелей на сдвиг.

Для решения поставленной цели было решено начать работу с исследования основных факторов, влияющих на процесс вспенивания (реология, поверхностное натяжение состава, наличие ПАВ, время и температура вспенивания и отверждения). На первом этапе работы были исследованы реологические свойства алюмосиликатов, а именно зависимость вязкости от времени при постоянной температуре. Отверждение геополимеров происходит в три стадии: растворение, гидролиз и полимеризация. На графике (рис. 1) четко виден переход от растворения к гидролизу по моменту резкого возрастания вязкости. Также для исследования полимеризации были снять показатели вязкости в зависимости от температуры: при ее изменении от 10°С до 90°С. Также для исследования полимеризации были снять показатели вязкости в зависимости от температуры: при ее изменении от 10°С до 90°С. В результате проведения реологических исследований в качестве оптимальной температуры для проведения сушки состава была выбрана комнатная температура.

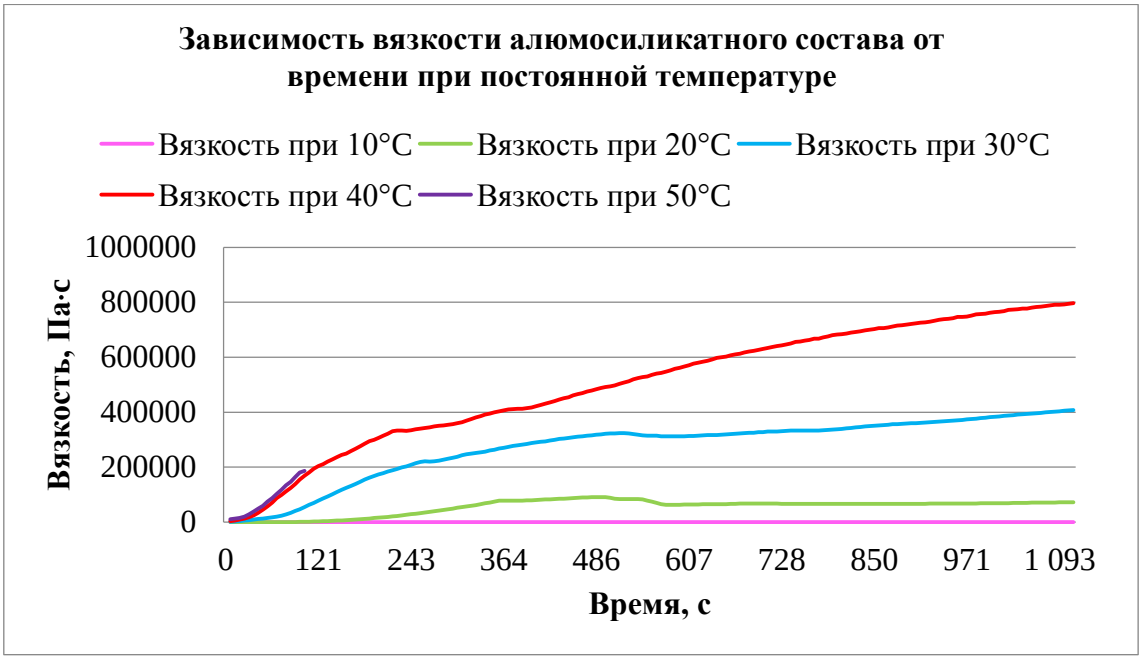


Рисунок 1 – График зависимости вязкости алюмосиликатного состава от времени при постоянной температуре

Еще одним фактором, влияющим на процесс вспенивания, является поверхностное натяжение. Для регулирования поверхностного натяжения вводили ПАВ разных концентраций (измерения проводились на тензиометре LAUDA TD 3 методом отрыва кольца [3]). По данным в таблице 1 видно, что ПАВ значительно снижает поверхностное натяжение алюмосиликатов, но процент его содержания несущественно влияет на его изменение.

Таблица 1

Поверхностное натяжение водных растворов АлюТерм-1600

Состав	Поверхностное натяжение (10^{-3} Н/м)
Вода	70,73
10% водный раствор АлюТерм-1600	53,7
20% водный раствор АлюТерм-1600	54,36
10% водный раствор АлюТерм-1600 +500мкл ПАВ	31,71
10% водный раствор АлюТерм-1600 +1000мкл ПАВ	31,52

Следует отметить, что алюмосиликаты являются химически активными веществами к некоторым материалам, в частности металлам. В результате было выяснено, что алюмосиликат реагирует с алюминием, поэтому далее в качестве материалов обшивки для сэндвич-конструкций использовались только неорганические материалы.

На основании изученных свойств на следующем этапе была проведена работа по оптимизации режима вспенивания и отверждения алюмосиликатного состава. Результаты эксперимента представлены в таблице 2. Оптимальная температура вспенивания составила 230°С, так как образцы, полученные при данной температуре, имеют максимальный коэффициент вспенивания и однородную структуру пор (рис. 2).

Таблица 2

Зависимость плотности алюмосиликатных пен от режимов отверждения

Образец	Время отверждения, мин		Температура отверждения, °С		Масса, г	Плотность, г/см^3	Коэффициент вспенивания
а	20		100-150		5,0803	1,7358	2
б	20		200-250		4,9153	0,8819	3
в	15		220-265		5,3470	1,0745	2,8
г	30	10	150	180	5,3237	0,9383	2,5

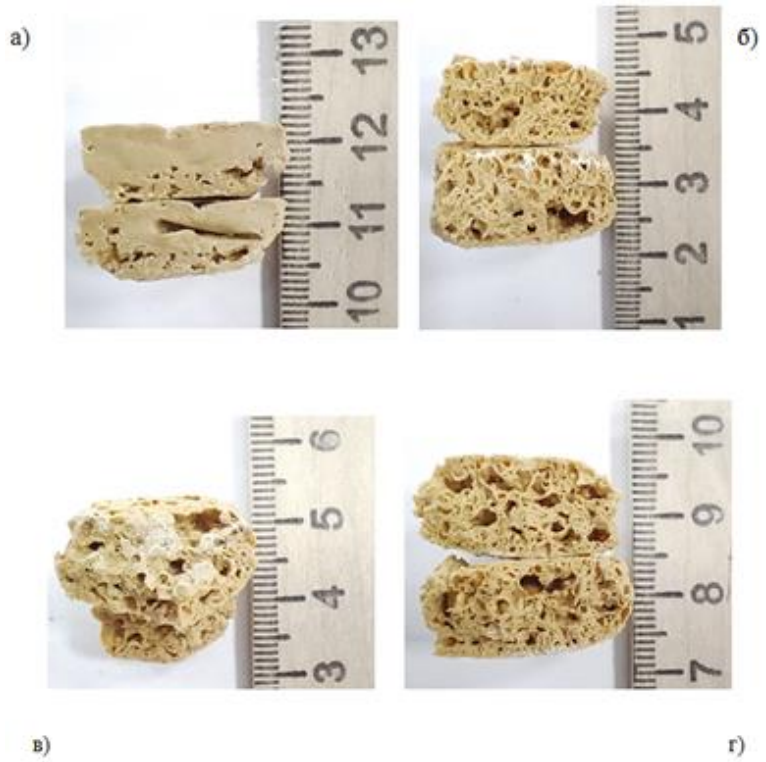


Рисунок 2 – Структура геополимера, отвержденного при следующих режимах
а) 20 мин, 100-150°С; б) 20 мин, 200-250°С; в) 15 мин, 220-265°С;
г) 30 мин, 150°С и 10 мин, 180°С

Исследование влияния всех факторов на процесс вспенивания является трудоемкой и длительной работой, поэтому было проведено планирование эксперимента путем полного факторного эксперимента, в котором учитывалась зависимость коэффициента вспенивания от температуры и времени отверждения [4]. Была создана модель для проведения расчета коэффициента вспенивания без проведения дополнительных испытаний и затрат материалов.

На основании полученных данных были проведены исследования по изучению свойств пены, образующейся в результате воздействия температуры. Выяснено, что в результате сушки и отверждения состав теряет порядка 30-40% от своего первоначального веса (таблица 3). Потеря массы в среднем составила порядка 40%, а средняя плотность пены 0,35 г/см^3.

Таблица 3

Потеря массы и средняя плотность отвержденных образцов

№	$m_{нач}$, г	I партия (210°C)				II партия (230°C)			
		m, г	ρ, г/см³	Потеря массы, %	$\rho_{ср}$, г/см³	m, г	ρ, г/см³	Потеря массы, %	$\rho_{ср}$, г/см³
1	100	64,42	0,3287	35,58	0,3123	60,44	0,3576	39,56	0,3501
2		60	0,3061	40		60,06	0,3554	39,94	
3		вытек	-	-		58,45	0,3459	41,55	
4		59,83	0,3053	40,17		58,35	0,3453	41,65	
5		60,57	0,3090	39,43		58,55	0,3464	41,45	

На следующем этапе работы было выполнено склеивание панелей по оптимальному режиму для создания образцов с целью проведения механических испытаний. Для обеспечения необходимой высоты пены была разработана и изготовлена оснастка.

Затем изготовленные сэндвич-панели были испытаны на прочность на сдвиг с помощью универсальной измерительной машины Instron по ГОСТ 56651 от 2015 года [5]. В среднем прочность образцов на сдвиг составила около 0,42 МПа (таблица 4). Нагрузка, воспринимаемая такой сэндвич-панелью в несколько раз больше, чем у распространенных полиуретановых сэндвич-панелей [6].

Таблица 4

Результаты испытаний образцов на прочность на сдвиг

Образец	Максимальная нагрузка (кН)	Прочность на сдвиг (МПа)	Модуль упругости (МПа)	Осевая измерительная база (источник деформации) (мм)
1	3,016	0,418	106,960	-5,000
2	3,097	0,429	210,847	-5,000
3	3,021	0,423	115,374	-5,000

Разница модулей упругости обуславливается характером разрушения образцов: образцы 1 и 3, разрушились по клею (рис. 3а), а образец 2 разрушился в основном в месте соединения клея-заполнителя с подложкой (рис. 3б).

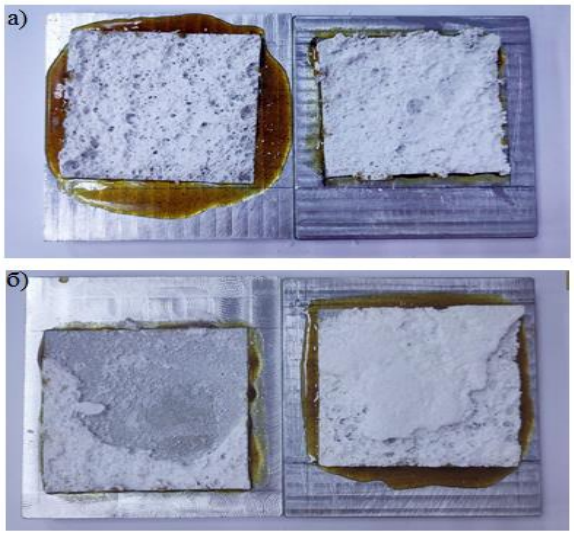


Рисунок 3 – Образцы после проведения испытаний: а) образец 1 и б) образец 2

Заключительный этап исследования состоял в разработке оснастки (рис. 4) и технологии производства жаропрочных сэндвич-панелей для изготовления крышки багажного отделения пассажирского самолета. Данное предложение исходит из соображения необходимости повышенной пожаробезопасности для самолетов.

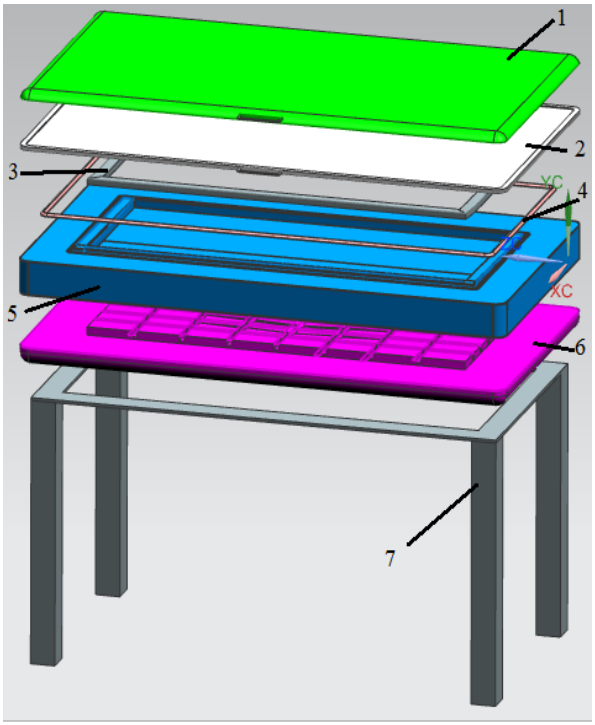


Рисунок 4 – 3D-модель формообразующей оснастки в разобранном виде
(1 – теплоизоляционная крышка, 2 – мембрана, 3 – ограничитель,
4 –силиконовый уплотнитель, 5 – формообразующая часть,
6 – крышка с каналами для теплоносителя, 7 – поддерживающая рама)

Таким образом, в результате проделанной работы были:

1. Изучены свойства и состав геополимеров на основе алюмосиликатов.
2. Рассмотрены и детально изучены основные факторы, влияющие на результат вспенивания алюмосиликатных композиций. Произведено математическое моделирование процесса вспенивания путем проведения полного факторного эксперимента.
3. Определена оптимальная температура вспенивания геополимера на основе алюмосиликатного состава. Проведены испытания на прочность клеевого соединения.
4. Составлен технологический процесс и спроектирована оснастка для создания крышки багажного отделения самолета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. C. Sotelo-Pina, E.N. Aguilera-Gonzalez, A. Martinez-Luevanos. Geopolymers: past, present, and future of low carbon footprint eco-materials: A review // Handbook of ecomaterials. – Springer International Publishing - 2018. - P. 1-21.

2. L. Provis, J.S.J. Deventer. Geopolymers, structure, processing, properties and industrial applications. - Woodhead Publishing Limited – 2009. – 454 pp.

3. Осовская И.И., Демьянцева Е.Ю., Андранович О.С. Определение поверхностного натяжения методом отрыва кольца Дю-Нуи: учебнометодическое пособие/ВШТЭ СПбГУПТД. СПб., 2016. – 24 с.

4. Ахназарова С.Л., Кафаров В.В. Методы оптимизации эксперимента в химической технологии: Учеб. пособие для хим.-технол. спец. вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1985. – 327 с., ил.

5. ГОСТ Р 56651-2015. Композиты полимерные. Метод определения характеристик прочности при сдвиге материалов внутреннего слоя "сэндвич"- конструкций. М.: Стандартинформ, 2016. – 18 с.

6. Долженко В.Е. Механическая прочность сэндвич-панелей // Современные научные исследования и инновации. 2016. № 12 – URL: https://web.snauka.ru/issues/2016/12/75295 (дата обращения 1.09.2021)

GEOPOLYMERS - PROSPECTIVE BINDERS FOR COMPOSITE MATERIALS

Zaytseva A. M.

sunnybunnyann@mail.ru

Supervisor: K.A. Andrianova, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

In the course of the work, the properties and principle of foaming and curing of aluminosilicates were studied, on the basis of which the optimal mode of curing the aluminosilicate binder was selected. The study of the possibility of gluing sandwich panels with geopolymer composition has been carried out. It was revealed that geopolymer compositions can be used to obtain a durable foaming structural adhesive for the manufacture of three-layer composite structures with increased heat and fire resistance. A 3D model of the equipment for the manufacture of a part of the interior of a passenger aircraft has been designed.

УДК 699.871

СВАРОЧНАЯ МАСКА «ХАМЕЛЕОН» - КАК СРЕДСТВО ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ СВАРОЧНЫХ РАБОТ

Зарбалиев А.А., Граф Е.В.

zarbaliev1214@mail.ru

Научный руководитель: Е.В. Граф

(Лениногорский филиал Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ, Лениногорск)

В статье рассмотрены виды опасности при проведении сварочных работ и предложен способ защиты с помощью современных масок типа шлемов-хамелеонов, выполненных с применением новейших прогрессивных технологий. Рассмотрены их достоинства и недостатки.

Сварочные работы опасны для здоровья человека. Во время сварки существует несколько видов опасности для здоровья человека:

- частицы горячего металла;
- тепловое излучение;
- оптическое излучение;
- вредные газы.

В зоне наибольшего риска получения травм на рабочем месте находятся органы зрения. Для их защиты используются различные виды защитных масок. Они служат барьером для оптического излучения и предотвращают попадание частиц расплавленного металла и тепла на лицо сварщика во время проведения сварочных работ. Поэтому маска сварщика должна быть изготовлена из материалов, защищающих от воздействия горячего металла и теплового фактора [7].

Стандартная сварочная маска, как правило, состоит из трех частей: корпус, наголовник, светофильтр. Светофильтр является важнейшей частью маски, поскольку именно от его характеристик зависит, возможность рабочего видеть сварочную ванну и различать детали. При выборе маски, необходимо обратить внимание на ряд технических характеристик:

- дальность пропускания света;
- размер смотрового окна;
- время срабатывания фильтра;
- диапазон рабочих температур;
- настройки;
- источники питания.

Проанализируем ряд сварочных шлемов-хамелеонов для защиты органов зрения и дыхания. Начнем с топ-3, по мнению экспертов, недорогих сварочных шлемов. Удачное сочетание доступности, небольшого веса (450 г) и универсальности вывело сварочную каску **Aurora A-998F** (рис. 1) на первое место. Скорость срабатывания фильтра составляет 0,03 мс, а время осветления варьируется от 0,25 до 0,8 с. Маска снабжена мягкой накладкой на лоб [1].

Рис. 1

Бесперебойную работу светофильтра обеспечивают аккумулятор и солнечная батарея. Дополнительные преимущества: простота установки и надежная защита. Единственный дискомфорт - это треск при поднятии и снятии маски.

Высокой скоростью срабатывания светофильтра **Fubag Optima 9-13** (рис. 2) с постепенной регулировкой степени затемнения и светочувствительности фильтра. Режим шлифования и система включения / выключения облегчают работу сварщика. Модель питается от аккумулятора и солнечной батареи. Удобный подголовник, надежное крепление шлема в поднятом положении. Пользователи довольны качеством сборки, плавным опусканием стекла и удобной его заменой. Недостатком является, то что светофильтр не всегда работает в темноте [2].

Рис. 2

К достоинствам маски **РЕСАНТА МС-2** (рис.3) можно отнести минимальное время осветления (0,15 с), а также наличие опции самотестирования, возможность регулировки степени затемнения и чувствительности фильтра к свету. Защищает от брызг расплавленного металла и УФ / ИК-лучей. Немного ниже скорость светофильтра (0,1 мс). Легкая маска (430 г) у сварщиков получила много хороших отзывов, поскольку способна обеспечить эффективную защиту от вредных факторов, имеет качественную отделку, удобна, а к недостаткам можно отнести быстрое загрязнение светофильтра [3].

Рис. 3

Легкость (425 г), эффективная защита от ряда негативных воздействий, возможность фильтра быстро реагировать на яркий свет в холодную погоду с минимальным освещением является основным достоинством и отличительной особенностью маски **3M Speedglas 9100X** (рис. 4). Все это позволило ей завоевать первое место в рейтинге лучших сварочных шлемов для профессионалов. Щиток маски надежно защищает шею и голову от вредного излучения и брызг металла. Имеется возможность вместо светофильтра установить диоптрийные линзы. Маска имеет большое смотровое окошко (107х54мм). Недостатком является высокая цена [4].

Рис. 4

Специалисты считают, что неоправданно обошли вниманием сварочную маску **Сварог AS-4001F TRUE COLOR** (рис.5), поскольку она способна обеспечить надежную защищает головы и шеи от брызг металла, УФ- и ИК- лучей [5].

Рис. 5

Время отклика светофильтра от 0,1 до 0,9 с. Благодаря индикации облегчается ориентирование в текущем режиме. Маска оснащена 4-мя датчиками дуги и опцией индикатора заряда батареи [8]. Высокая стоимость и значительный вес (550 г) являются недостатками, но по качеству изготовления и защитной эффективности маска не уступает конкурентам.

Шведская маска **ESAB Sentinel A50** имеет высокий коэффициент отклика фильтра. Щиток подходит для газовой сварки, удобное оголовье имеет 5 позиций, 8 настроек памяти. За яркостью дуги следят 4 датчика, уровень заряда показывает индикатор. Отечественные пользователи хвалят модель за комфорт, удобную посадку и эффективную защиту. Из недостатков - значительный вес (650 г) [6].

Рис. 6

В результате проведенного анализа выявлены основные достоинства и недостатки имеющихся средсв индивидуальной защиты органов зрения и дыхания.

Наиболее эффективными для проведения сварочных работ по праву считаются маска изготовленная компанией **ESAB Sentinel A50**, а среди отечественных производителей приоритет отдан маске **Сварог AS-4001F.**

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Маска сварщика Хамелеон Aurora A-998F Black Cosmo. Режим доступа: https://aurora-online.ru/catalog/welding/Aksessuarii/4181/ (дата обращения 01.09.2021 г.).

2. Маска сварщика FUBAG OPTIMA 9-13. Режим доступа: https://fubag.ru/catalog/optima-i-stekla-k-optima/fubag-maska-svarshchika-khameleon-optima-9-13/ (дата обращения 01.09.2021 г.).

3. Сварочная маска РЕСАНТА МС-2. Режим доступа: https://resanta.ru/svarochnaya-maska-resanta-ms-2/ (дата обращения 01.09.2021 г.).

4. Сварочная маска 3M Speedglas 9100X. Режим доступа: https://www.3mrussia.ru/3M/ru_RU/p/d/v000056054/ (дата обращения 01.09.2021 г.).

5. Сварочная маска Сварог AS-4001F TRUE COLOR. Режим доступа: https://svarog-rf.ru/products/as4001f (дата обращения 01.09.2021 г.).

6. Сварочная маска ESAB Sentinel A50. Режим доступа: https://www.esab.ru/ru/ru/products/ppe-accessories/helmets-and-head-protection/sentinel-a50.cfm (дата обращения 01.09.2021 г.).

7. Сударев Ю.И. Теплоизоляционные материалы на основе полисиликатов и алюмосиликатов с использованием базальтовых волокон / Ю.И. Сударев, Э.У. Лощакова, В.Ю. Мамаков, Б.Б. Хамраев // В сборнике: Инновационные машиностроительные технологии, оборудование и материалы - 2016 (МНТК "ИМТОМ-2016"). Материалы Международной научно-технической конференции. 2016. – С.168-171.

8. Абдулкина Н.В. Экспериментальные исследования модели матричного преобразователя частоты / Н.В. Абдулкина, Е.Б. Думлер, Р.И. Вахитова, Э.У. Лощакова, И.К. Киямов, Сабитов Л.С. // Научно-технический вестник Поволжья. 2021. № 6. С. 116-119.

WELDING MASK "CHAMELEON" - AS A MEANS OF PERSONAL PROTECTION WHEN CARRYING OUT WELDING WORKS

Zarbaliev A.A., Graf E.V.
zarbaliev1214@mail.ru
Scientific adviser: E.V. Graf
(Leninogorsk branch «Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI», Leninogorsk)

The article discusses the types of danger during welding and proposes a method of protection using modern masks such as chameleon helmets, made using the latest progressive technologies. Their advantages and disadvantages are considered.

УДК 621.79.01

ОСОБЕННОСТИ СВАРКИ В РАЗЛИЧНЫХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ ПРИ РУЧНОЙ ДУГОВОЙ СВАРКЕ

Зарбалиев А.А., Балахонцева Э.М.
zarbaliev1214@mail.ru
Научный руководитель: Е.В. Граф
(*Лениногорский филиал Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ, Лениногорск)*

В работе рассмотрены одна из передовых технологий проведения сварочных работ, в частности при ручной дуговой сварке, в различных пространственных положениях.

Одним из показателей, входящих в комплекс «Сварочно-технологические свойства» (СТС) электродов, является возможность сварки в различных пространственных положениях. В ГОСТ 9466 п. 3.12 требования к этому показателю сформулированы описательно, косвенно: «покрытие должно плавиться равномерно, без чрезмерного разбрызгивания, выпадения кусков и образования покрытия или козырька, препятствующего нормальному плавлению электрода при сварке во всех пространственных положениях, рекомендованных для электродов этой марки»... Кроме того, в разделе стандарта 5.16 «Методы испытаний» указано «... правильность формирования швов проверяется

наблюдением при сварке ...». При таких неспецифических формулировках неизбежны разногласия в оценке качества обучения не только между производителями и потребителями электродов, но и между различными специалистами. В то же время, согласно результатам наших опросов участников нескольких полностью российских сварочных конференций, показатель возможности сварки в различных пространственных положениях занимает довольно высокое место в целом по значимости для потребителей.

При сварке в горизонтальном, вертикальном и потолочном положениях необходимо не допускать вытекания металла лужи из кратера. При ручной электродуговой сварке недостаточно учитывать вопросы статического равновесия ванны, которое устанавливается под действием силы тяжести и поверхностного натяжения (межфазного), которые имеют решающее значение в случае больших ванн жидкого металла. При использовании небольших ванн РДС необходимо учитывать скорость разряда металла, так как он быстро теряет подвижность из-за низкого тепловложения от кратера. Текучесть ванны, которая зависит от ее массы, поверхностного натяжения металла, его теплосодержания, кинематической вязкости, условий охлаждения и т. д., является сложной характеристикой.

Решающее влияние на него оказывает масса ванны, которая определяет как силы, препятствующие удержанию металла в кратере, так и запас тепла в ванне [1]. Кроме того, масса ванны поддается регулированию в значительно более широком диапазоне, чем поверхностное натяжение, которое характеризует разницу физико-химических свойств металла и температуры металла ванны. Теоретическое решение проблемы представляет значительные трудности, поэтому количественную оценку текучести ванны необходимо производить на технологических образцах.

Один из рекомендованных в работе образцов был использован для исследования свойств высоколегированных электродов [1]. Принятый образец основан на методе переворачивания ванны расплава, а критерием оценки текучести ванны является масса расплавленного металла в кратере - масса выплеска G, определенная в простом устройстве - металлическом коробе. В процессе обработки поверхности пластины, прикрепленной к крышке устройства, которая наклонена внутрь, при установке заданного режима поверхности пластина резко вращается. В этом случае дуга гаснет, жидкий металл выскакивает из ванны на съемный поддон с водой, установленный внутри устройства. Тщательно собранный и очищенный от шлака металл взвешивается на аналитических весах с точностью до третьего знака после запятой. Поверхность производилась на переделанном сварочном автомате АДС-1000-2, который позволяет фиксировать заданные режимы. Использовались контрольные пластины из стали 1XI8H9T размером 100 х 200 х 14 мм.

Для установления влияния диаметра стержня электрода на текучесть сварочной ванны были проведены эксперименты с различными типами электродных покрытий ОЗЛ-8, ОЗЛ-14, ОЗЛ-20 и АНВ-13, нанесенных на проволоку СВ-01Х19Н9. Электроды со стержнями диаметром 2,0; 2,5; 3.0; 4,0 и 5,0 мм металла расплава, поверхность создавалась в постоянном токе обратной полярности в короткой дуге с поверхностной скоростью 12 м / ч и значениями сварочного тока, рекомендованными соответствующими нормативными документами. Результаты экспериментов представленных в таблице 1 показывают, что при сварке аустенитными хромоникелевыми электродами с различными типами покрытий: основным (ОЗЛ-8), рутиловым (ОЗЛ-14), безрутиловым карбонатом (ОЗЛ-20), рутилово-основным (АНВ-13), масса брызг увеличивается с увеличением диаметра электрода, и резко - при переходе от диаметра 4,0 к 5,0 мм. Таким образом, для высоколегированных электродов решающее влияние на текучесть ванны массы ее брызг было экспериментально подтверждено при незначительном влиянии других факторов. Именно это обстоятельство ограничивает возможность использования высоколегированных электродов диаметром 5,0 мм для пространственной сварки (вертикальное, горизонтальное, приподнятое положение). Для электродов диаметром 3,0 мм масса спрея, как правило, не превышает 0,1 г.

Таблица 1

Диаметр электрода, мм	Сила тока, А	Масса выплеска, г. Коэффициент формы усиления			
		Марка покрытия			
		ОЗЛ-8	ОЗЛ-14	ОЗЛ-20	АНВ-13
5,0	150	0,91 1,75	0,91 н.д.	0,02 н.д.	0,93 1,90
4,0	120	0,09 3,42	0,08 2,76	0,29 2,56	0,33 2,64
3,0	80	0,08 4,07	0,014 4,06	0,10 2,89	0,18 2,71
2,5	65	0,002 3,96	0,01 3,31	0,04 3,28	0,02 3,03
2,0	50	0 4,13	0 3,31	0 3,12	0 3,29

Для практического определения возможности сварки электродами в различных пространственных положениях нами предложена методика, позволившая формализовать исследуемый показатель и получить его объективную количественную оценку [2]. Метод заключается в наплавке (сварке) валиков испытуемыми электродами вручную или автоматически на стальные пластины фиксированных размеров. Наплавку (сварку) проводят в выбранном пространственном положении с поперечными колебаниями электрода, не превышающими двух-трех его диаметров. Из контрольных пластин вырезаются шаблоны для изготовления поперечных макрошлифов. После гравировки узоров в растворе царской водки определяется форм-фактор армирования шва (отношение ширины шва к высоте армирования), значения которого характеризуют качество формирования по применяемому способу (для выпуклых швов). В работе [3] показано, что для конкретного сварочного материала размер шва и форма проплавления не зависят от типа шва (шов, угловой шов, стыковой шов, шов с канавкой или без, шов с люфтом или без). Размеры и форму наплавленного шнура измеряли штангенциркулем и эталонным микроскопом типа МПб-2. Величина форм-фактора усиления шва для промышленных марок электродов приведена в таблице. 2.

Таблица 2

Марка электрода	Диаметр, мм	Коэффициент формы усиления шва (Z)
UTP-653	3,2	3,11
UTP-65	3,2	3,17
Avesta 832 MV	2,5	3,19
ОЗЛ-17У	4,0	2,78
НИАТ-1	4,0	2,96
ОЗЛ-14	4,0	2,62
ОЗЛ-20	4,0	2,61

В работе использовалась такая же методика получения аналогичных показателей для хромоникелевых электродов АНВ-35 [4], а в работе [5] коэффициент формы арматуры стыка при вертикальной сварке определялся из параметров сварки, полученных в перенесенных формах для бумаги и рассчитанных по по идеализированной схеме. Для рутиловых электродов (МП-3) получены более благоприятные значения 7, чем для основных (УОНИИ-

13/45, 48ХН-2, 48ХН-5). Зависимость массы напыляемой жидкости (С, г) и коэффициента формы сварочной арматуры (7) от диаметра электрода.

Безусловно, физические показатели металла электронных стержней оказывают значащее влияние: для углеродистых сталей Z выше в 1,4 раза, а для высоконикелевых сплавов в 1,3 раза ниже [6].

В последующих исследованиях использование формализованного показателя позволило эффективно применить статистические методы планирования экспериментов [7-9].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Ерохин А.А. Кинетика металлургических процессов дуговой сварки // М.: Машиностроение, 1964. – 256с.

2. Сидлин З.А. Способ определения возможности сварки электродами в различных пространственных положениях // М.: ГОСИНТИ, Информлисток № 680—79. 1979.

3. Патон Б.Е. Технология электрической сварки плавлением / М.-К.: Машгиз, 1962. – 663с.

4. Ющенко К.А. Влияние вида связующего на технологичность изготовления и свойства покрытых электродов типа Э-08Х20Н9Г2Б / К.А. Ющенко, А.В. Булат, Н.В. Скорина // Автоматическая сварка. 2017. № 1. С.5-9.

5. Гежа В.В. Сравнительный анализ сварочно-технологических характеристик электродов с покрытием основного типа, применяемых для сварки корпусных сталей / В.В. Гежа, М.Г. Шарапов // Вопросы материаловедения. – С.-Петербург. ЦНИИКМ "Прометей". 2000. № 3. С. 84-88.

6. Сидлин З.А. Высоколегированные сварочные электроды // Сварочное производство. 1985. № 2. С.3-5.

7. Сидлин З.А. Некоторые вопросы управления сварочно-технологическими свойствами покрытых электродов / З.А. Сидлин, Х.Л. Яровинский. – Тула: ТПИ, Управление сварочными процессами, 1977. С.73-78. `

8. Сидлин З.А. Современные типы покрытых электродов и их применение для дуговой сварки сталей / З.А. Сидлин, В.Д. Тарлинский. – М.: Машиностроение, 1984. – 64с.

9. Михайлицын С.В. Проектирование электродов для ручной дуговой сварки с заданными свойствами, изготавливаемыми опрессовкой под давлением / С.В. Михайлицын, А.И. Беляев. – Магнитогорск: МГТУ, 2012. – 143 с.

SPECIFIC FEATURES OF WELDING IN DIFFERENT SPACE POSITIONS FOR MANUAL ARC WELDING

Zarbaliev A.A., Balakhontseva E.M.

zarbaliev1214@mail.ru

Scientific adviser: E.V. Graf

(Leninogorsk branch «Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI», Leninogorsk)

The paper deals with one of the advanced technologies for welding, in particular for manual arc welding, in various spatial positions.

УДК 629.7.023.4

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ КОМПОЗИТНЫЙ ЭЛЕМЕНТ КОНСТРУКЦИИ

Зоммер С.А.
semen_zommer@mail.ru
Научный руководитель: Ф.К. Синьковский, к.т.н., доцент
(АО «Информационные спутниковые системы»
им. академика М.Ф. Решетнева», Красноярск)

В статье представлены результаты разработки электромеханического композитного элемента конструкции, который может применяться в составе устройств космических аппаратов и выполнять одновременные функции как механического соединения элементов конструкции между собой, так и обеспечения электрической связи между этими элементами. Рассмотрено устройство разработанного элемента и описана проведённая экспериментальная отработка изготовленного опытного образца электромеханического композитного элемента конструкции.

Монтаж жгутов электрических кабелей, соединяющих различные устройства космического аппарата (КА), производится путем закрепления кабеля на внешней поверхности конструктивного элемента, по которому он проложен [1-3]. Например, монтаж кабеля по пространственным каркасам конструкций механических устройств (МУ) батарей солнечных (БС) космических аппаратов показан на рисунке 1.

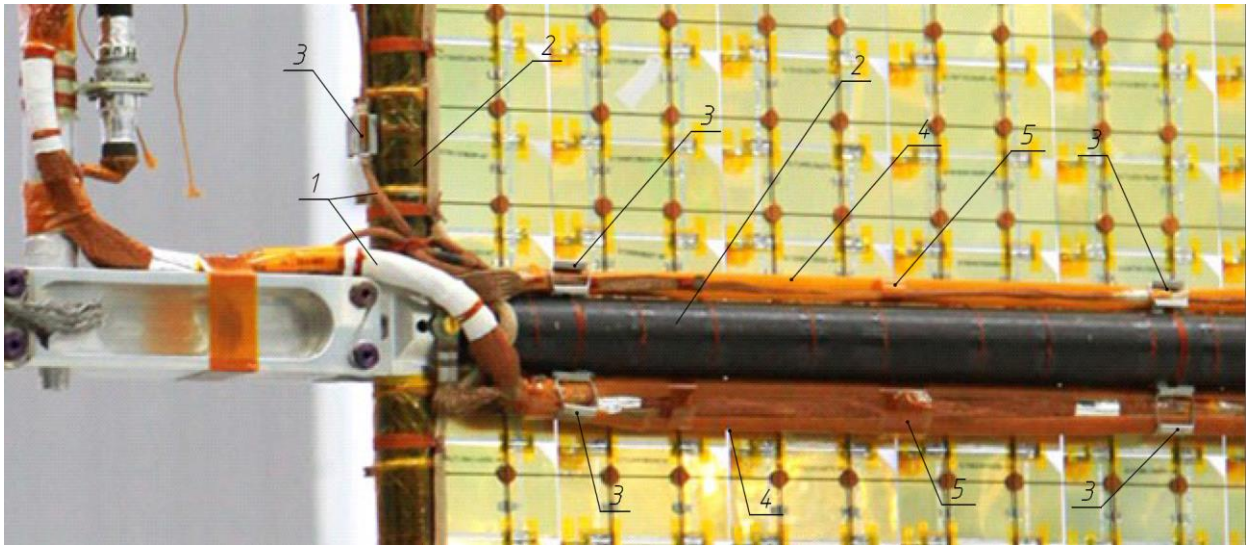


Рисунок 1 – монтаж кабеля по элементам конструкции МУ БС:
1 – электрический кабель; 2 – элемент конструкции; 3 – скоба крепления;
4 – дополнительный защитный корпус; 5 гибкие стяжки.

Существуют различные способы крепления кабельных жгутов к внешним элементам конструкции космического аппарата [4]. Жилы кабеля механическим путем закрепляются и фиксируются на элементах конструкции скобами, нитяными бандажами, липкими лентами, и т.д. С целью обеспечения требуемой защиты, кабель монтируется специальным образом с использованием дополнительных изолирующих материалов или путём укладки в жесткий защитный корпус. Для обеспечения жесткости такой сборки, защитный корпус с кабелем стягивается гибкими стяжками.

Использование элементов закрепления и фиксации кабеля, а также дополнительных изолирующих и защитных элементов приводит к созданию технологических проблем, таких

как, увеличение масса-габаритных характеристик конструкции, снижение технологичности процесса монтажа кабеля и увеличение времени его изготовления.

Основной причиной необходимости применения всех вышеперечисленных мероприятий по закреплению и защите кабельных жгутов является то, что кабели должны быть жестко закреплены на внешних поверхностях конструктивных элементов КА, и при этом подвержены повреждениям как от внешних механических воздействий, так и от негативного влияния факторов космического пространства (ФКП) [5-6].

Проблема фиксации и защиты электрического кабеля может быть решена путём исключения кабелей с внешних поверхностей конструкции и интегрирования их электропроводящих жил в композитную структуру конструктивных элементов, по которым они прокладываются. Проводники, находящиеся в структуре композитного материала конструктивных элементов, не требуют дополнительных элементов крепления, защищены от механических воздействий и не подвержены негативному влиянию ФКП.

Разработанный электромеханический композитный элемент конструкции представляет собой трубу, изготовленную из композитного материала, например, стеклопластика или углепластика, с внедрёнными в её композитную структуру электрическими проводниками. Принципиальная модель показана на рисунке 2.

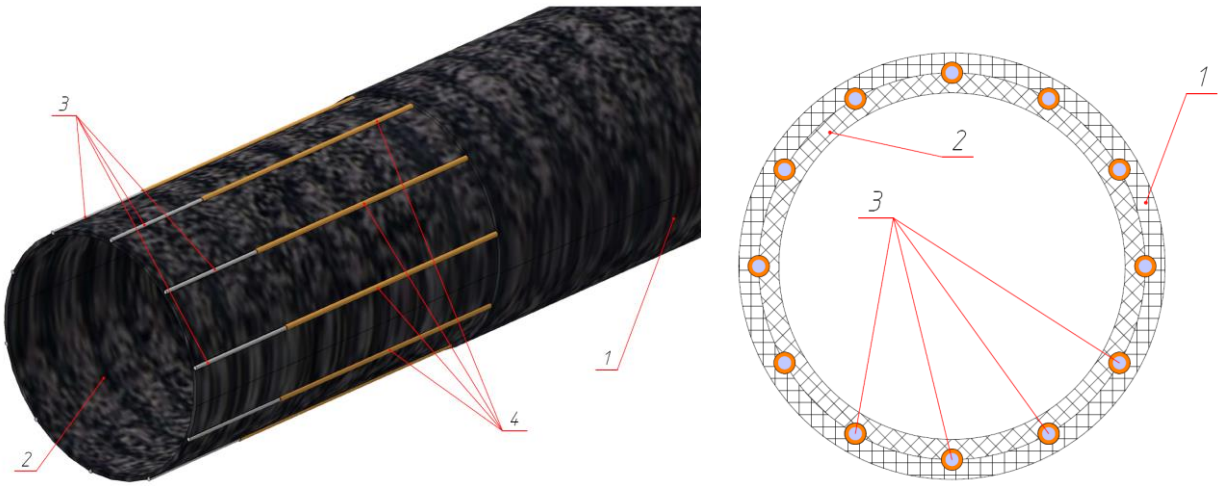


Рисунок 2 – Электромеханический элемент конструкции:
1 – внешний слой композитного материала; 2 – внутренний слой композитного материала;
3 – электропроводящие жилы кабеля; 4 – электрическая изоляция жил

С целью отработки технологии изготовления разработанного изделия и проведения его экспериментальной отработки, были изготовлены опытные образцы электромеханических элементов конструкции. Технические характеристики изготовленных образцов представлены в таблице 1 и таблице 2.

Таблица 1

Общие геометрические и механические характеристики опытного образца

Характеристика	Значение
Внутренний диаметр, мм	32
Толщина стенки, мм	1,8
Длина, мм	325
Материал наполнителя	Стеклоткань Т-11 [7]
Материал связующего	Смола ЭД-20 [8] Отвердитель ПЭПА [9]
Количество токопроводящих жил, шт.	16

Таблица 2

Общие характеристики электропроводящих жил опытного образца

Характеристика	Значение
Материал жилы	Медная проволока [10]
Длина, мм	525
Диаметр, мм	0,2

Внешний вид изготовленных образцов показан на рисунке 3. Для первоначальной отработки технологии изготовления и для проведения последующей экспериментальной отработки было изготовлено три опытных образца.

Рисунок 3 – Изготовленный опытный образец

Подтверждение работоспособности изготовленных опытных образцов электромеханического элемента конструкции проводилось путём имитации некоторых воздействий условия эксплуатации изделия [11-14]. Экспериментальная отработка проводилась в объёме и порядке согласно таблице 3.

Таблица 3

Объём и порядок экспериментальной отработки опытного образца

<table>
<tr><th>№</th><th colspan="2">Объём испытаний</th><th>Регистрируемые параметры</th></tr>
<tr><td>1.</td><td colspan="2">Проверка способности передачи электроэнергии через проводники</td><td>Сопротивление каждого проводника</td></tr>
<tr><td>2.</td><td rowspan="3">Механические нагрузки</td><td>Испытание на воздействие изгибающих нагрузок поперёк оси</td><td rowspan="3">Отсутствие механических повреждений</td></tr>
<tr><td>3.</td><td>Испытание на воздействие нагрузок сжатия вдоль оси</td></tr>
<tr><td>4.</td><td>Испытание на воздействие нагрузок растяжения вдоль оси</td></tr>
<tr><td>5.</td><td colspan="2">Проверка сохранения способности передачи электроэнергии через проводники</td><td>Сопротивление каждого проводника</td></tr>
<tr><td>6.</td><td colspan="2">Испытание на воздействие пониженного давления и повышенной температуры</td><td>Отсутствие механических повреждений</td></tr>
<tr><td>7.</td><td colspan="2">Проверка сохранения способности передачи электроэнергии через проводники</td><td>Сопротивление каждого проводника</td></tr>
</table>

Значения внешних воздействий, действующих на опытные образцы в процессе проведения испытаний представлены в таблице 4. После проведения каждого вида испытания проводился визуальный осмотр образцов с целью выявления механических

повреждений, нарушения структуры композитного материала или изменения электрических характеристик электропроводящих жил.

Таблица 4

Параметры воздействий испытаний

Вид испытания	Параметры воздействий
Испытание на воздействие изгибающих нагрузок поперёк оси	Кратковременное механическое воздействие с усилием 300 Н.
Испытание на воздействие нагрузок сжатия вдоль оси	Кратковременное механическое воздействие вдоль оси образца в направлении его сжатия с усилием 300 Н.
Испытание на воздействие нагрузок растяжения вдоль оси	Кратковременное механическое воздействие вдоль оси образца в направлении его растяжения с усилием 300 Н.
Испытание на воздействие пониженного давления и повышенной температуры	Давление окружающей среды: 10^{-3} Па; Температура образца: 70 °С; Время воздействия: 60 мин.

Процесс проведения испытаний показан на рисунке 4. Испытания на воздействия механических нагрузок проводились с использованием разрывной машины «EUROTEST T-50». Термовакуумные испытания проводились в установке «УВМ-1200D».

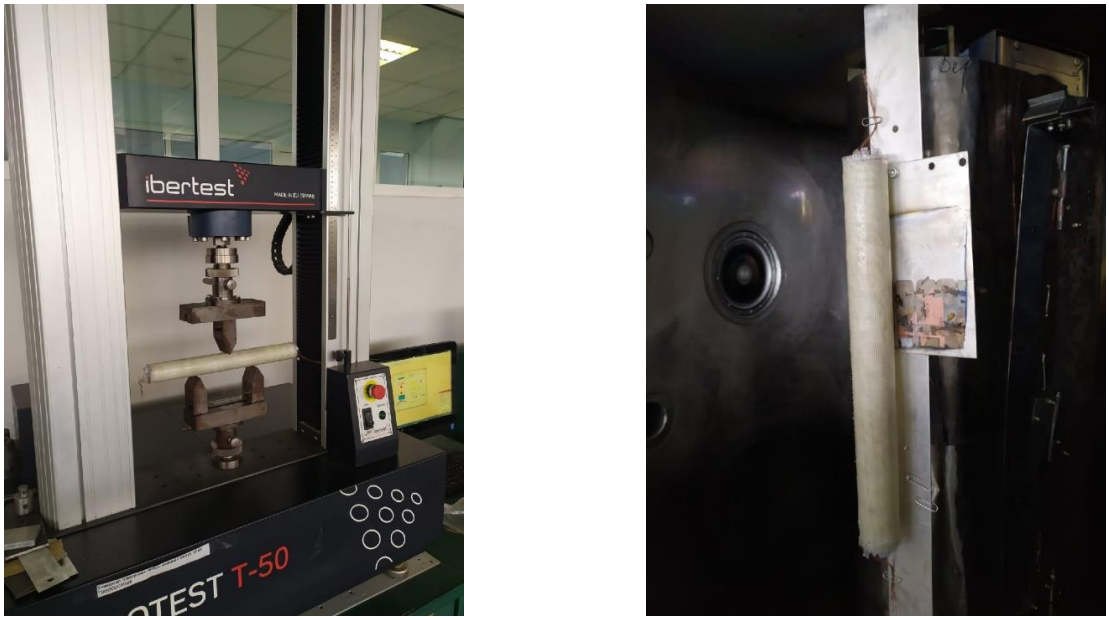


Рисунок 3 – Процесс проведения испытаний опытных образцов

При проведении комплекса мероприятий по экспериментальной отработке опытных образцов установлено, что все виды воздействий, предусмотренные программой эксперимента, не оказали негативного влияния на испытуемые образцы разработанного электромеханического композитного элемента конструкции. Механических повреждений, трещин, сколов, расслоения материала композита, изменение технических характеристик образцов не обнаружено. Образцы электромеханических композитных элементов конструкции сохранили как механическую несущую способность, так и способность передачи электрического тока. Изменение сопротивления электропроводящих жил не зарегистрировано. С целью более точной оценки возможности применения электромеханических композитных элементов конструкции необходимо провести ряд

дополнительных испытаний, предусмотренных для получения квалификации на использование в составе космических аппаратов.

В результате проведённой работы реализован концептуально новый подход проектирования конструктивных элементов устройств космических аппаратов, заключающийся в интегрировании электропроводящих элементов в структуры конструктивных элементов. Применение разработанных электромеханических композитных элементов конструкции позволяет обеспечивать одновременную механическую и электрической связь между различными элементами конструкции без использования дополнительных элементов крепления и защиты кабельной сети, что способствует снижению масса-габаритных характеристик конструкции, увеличению технологичности процесса монтажа кабеля и снижению времени его изготовления

Разработан технологический процесс изготовления конструкций такого типа и проведён ряд испытаний, подтверждающих работоспособность электромеханических композитных элементов конструкции. На данный момент разрабатывается методика аналитической оценки механических характеристик композитных звеньев с внедренными в их структуру электрическими проводниками. Дальнейшее развитие проекта предусматривает совершенствование технологического процесса изготовления, применение других композитных материалов и типов электропроводящих элементов, а также реализации электрических интерфейсов подключения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Шатров А.К., Назаров Л.Н., Машуков А.В. Основы конструирования механических устройств космических аппаратов. Конструктивные решения, динамические характеристики: учеб. пособие. 2009. 144 с.

3. Гущин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов: Учеб.пособие для вузов./ В.Н. Гущин, Б.М. Панкратов, А.Д. Родионов, - М.: Машиностроение, 1992, - 256 с.

4. Пат. № 2733222 Российская Федерация, МПК H02G 3/30. Солнечная батарея космического аппарата / Зоммер С.А., Парафейник В.И., Немчанинов С. И., №2020112465; заявл. 27.03.2020; опубл. 30.09.2020, Бюл. № 14.

5. Летин В.А., Акишин А.И., Бардина Н.М., Заявлин И.Р., Князев Б.Н., Спиглазов А.М., Тюрин Ю.И., Эвенов Ю.И. Возникновение дугового разряда между участками солнечных батарей в вакууме // Гелиотехника, 1990, №1, с.75-76.

6. Романов Б.С., Куприянов Н.С. Результаты натурной экспозиции кабельных изделий и материалов на внешней поверхности орбитальных станций // Труды V Международной конференции «Электротехнические материалы и компоненты» // Алушта, 2004, с.124.

7. ГОСТ 19170-2001 Стекловолокно. Ткань конструкционного назначения. Технические условия.

8. ГОСТ 10587-84 Смолы эпоксидно-диановые неотверждённые. Технические условия.

9. ТУ 2413-357-00203447-99 Полиэтиленполиамины. Технические условия.

10. ГОСТ 2112-79 Проволока медная круглая электротехническая. Технические условия.

11. ГОСТ Р 56469-2015 Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания.

12. ГОСТ Р 56526 Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования.

13. Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия: учебное пособие / Н.А. Тестоедов; Е.А. Лысенко Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т.- Красноярск,2007

14. Надежность космических аппаратов: Учебное пособие // В.Е. Патраев, В.И. Халиманович, В.В Ильиных.– СибГАУ Красноярск, 2009.– с.

ELECTROMECHANICAL COMPOSITE STRUCTURAL MEMBER

Zommer S.

semen_zommer@mail.ru

Supervisor: F. Sinkovsky, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Joint-Stock Company «JSS Academician M.F. Reshetnev»

Information Satellite Systems, Krasnoyarsk)

The article presents the result of the development of an electromechanical composite structural element, which can be used as part of spacecraft devices and performs the simultaneous functions of both mechanical connection of structural elements to each other, and providing an electrical connection between these elements, The device of the developed element is considered and the experimental development of the manufactured prototype is described electromechanical structural element.

УДК 678.7

ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ НА ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЭПОКСИДНЫХ ПОЛИМЕРОВ

Ибатуллин И.М., Удилова Е.Ю.

ibatullinildar@mail.ru

Научный руководитель: А.Ф. Магсумова, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В работе представлены экспериментальные результаты исследования микроструктуры и изменения диэлектрической проницаемости эпоксидных полимеров, содержащих дисперсные наполнители. Измерения диэллектрических параметров проведены при частотном диапазоне 8-12 ГГц. Показана весовая эффективность наполненных полимеров углеродсодержащими порошками.

Исследования диэлектрических свойств в Х-диапазоне на данный момент остается одним из актуальных направлений [1-4].

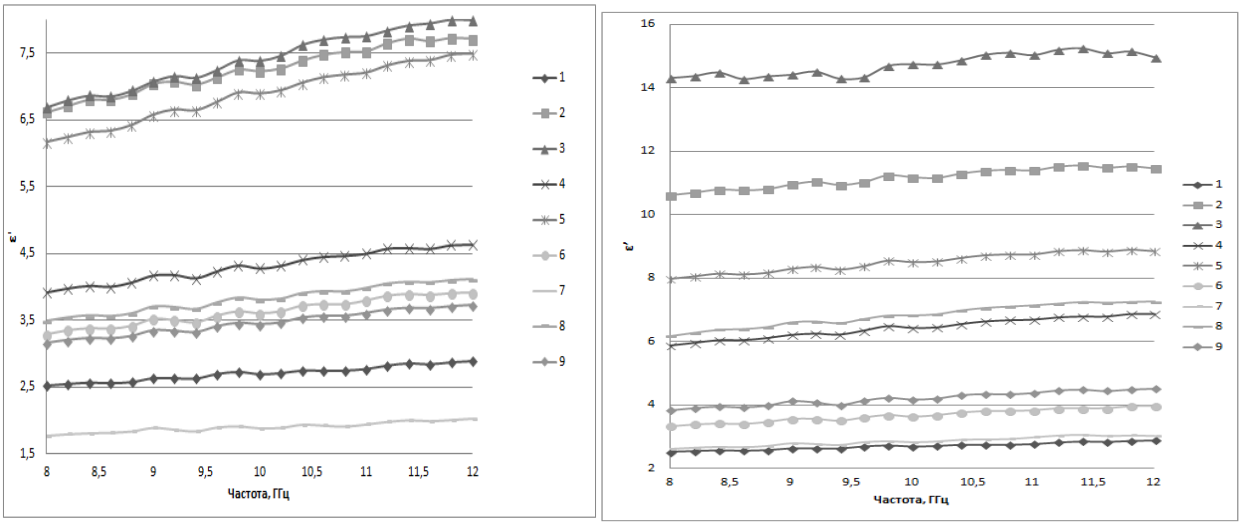
В качестве объектов исследования выбраны несколько видов сажи (П234, Т900, П514), шунгит, порошок никелевый карбонильный, железо карбонильное радиотехническое, порошок сегнетовой соли. В качестве основы для наполнения использовали связующее на основе эпоксидной смолы марки ЭД-22.

Задачей работы является сравнительный анализ диэлектрической проницаемости полимеров с содержанием углеродных и металлических наполнителей с целью разработки в дальнейшем перспективного материала радиотехнического назначения.

Для исследования диэлектрической проницаемости был использован векторный анализатор цепей E5071C с дополнительно установленным коаксиальным пробником.

Исследования проводились в частотном диапазоне от 8 до 12 ГГц. Для определения весовой эффективности, была найдена плотность образцов путем гидростатического взвешивания.

При обработке экспериментальных данных были получены частотные зависимости диэлектрической проницаемости в зависимости от наполнителя и его концентрации (рис. 1).



а б

Рисунок 1 - Зависимость диэлектрической проницаемости ε’ от частоты для 10% масс. (а), для 30% масс. (б), при наполнении: 1-без наполнителя, 2 – сажа П234, 3-сажа П514, 4-сажа К354, 5-сажа Т900, 6- шунгит, 7-калий натрий виннокислый, 8 – железо радиотехническое, 9- порошок никелевый карбонильный

Из приведенных зависимостей видно, что с повышением концентрации наполнителя для всех образцов наблюдается повышение показателей диэлектрической проницаемости ε’. Максимальное значение диэлектрической проницаемости достигается при использовании сажи марки П514 как при 10% масс., так и для 30% масс. Такой результат можно объяснить влиянием гранулометрического состава наполнителя на электрофизические свойства полимера. В целом, углеродсодержащие наполнители оказали заметное влияние на повышение диэлектрической проницаемости в отличие от металлических и солевого порошков.

Структуру дисперсно-наполненных материалов изучали с помощью сканирующей электронной микроскопии с целью выявления влияния наполнителей на структуру конечного материала. Образцы были исследованы и сфотографированы. На рисунке 2, 3 представлены снимки поверхности образцов модифицированных углеродными наполнителями и металлическими, соответственно.

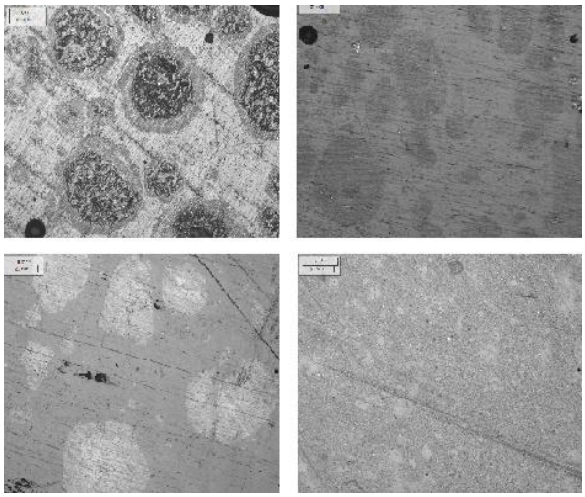


Рисунок 2 – Снимки углеродсодержащих материалов

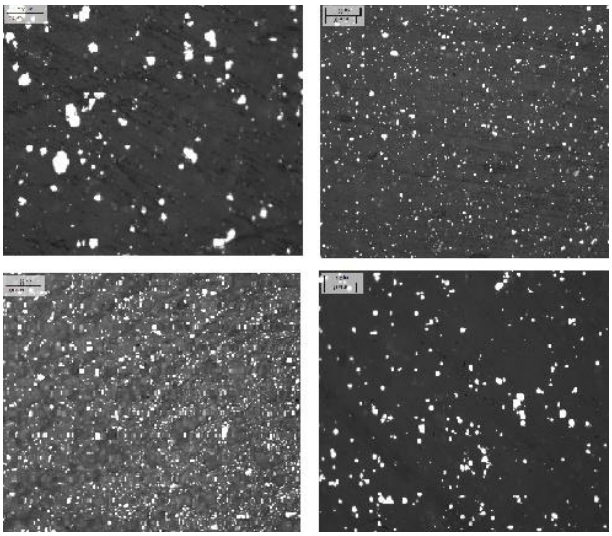


Рисунок 3 – Снимки полимеров наполненных металлическими порошками

Также показано, что образцы с содержанием сажи марки П514 имели аналогичные характеристики диэлектрической проницаемости, что и у образца, наполненного радиотехническим железом. Однако плотность углеродсодержащего образца с железным порошком была выше более, чем в два раза.

По результатам гидростатического взвешивания были рассчитаны плотности полимерных дисперсно-наполненных образцов. Для наглядности была составлена сравнительная диаграмма (рис. 4).

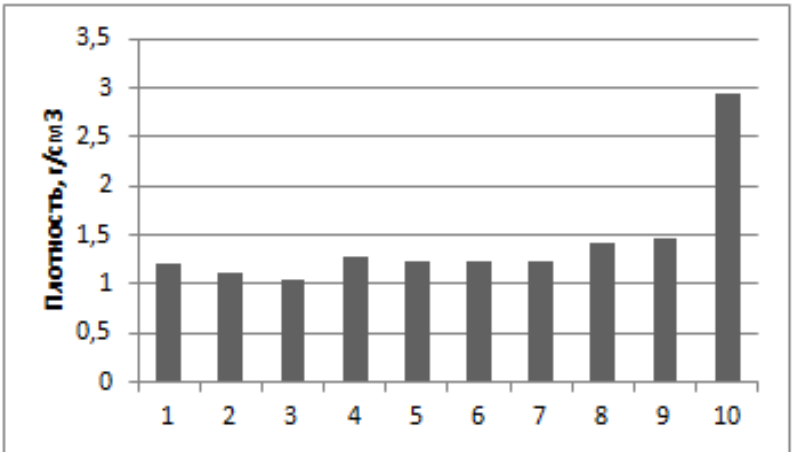


Рисунок 4 - Зависимость плотности от вида наполнителей: 1- чистый полимер, 2 - сажа П234, 3 – сажа П514, 4 - сажа К354, 5- сажа Т900, 6 - шунгит, 7- калий натрий виннокислый, 8 - железо радиотехническое, 9 - порошок никелевый карбонильный, 10-железо радиотехническое с объемным содержанием эквивалентно саже П514.

Из диаграммы видно, что образцы с углеродными наполнителями обладают весовым преимуществом над образцами с металлическими частицами. Для некоторых углеродсодержащих образцов значение диэлектрической проницаемости оказалось приблизительно одинаковым по сравнению с образцом, наполненным железом радиотехническим марки Р-10.

Полученные результаты делают дальнейшее исследование в данном направлении перспективным для получения высокоэффективного материала электротехнического назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Теруков, Е. И., Бабаев А. А., Ткачев А. Г., Жилина Д. В.* Радиопоглощающие свойства полимерных композитовна основе шунгита и углеродного наноматериала «Таунит-М» // Журнал технической физики. – 2018. Т. 88. Вып. 7. – С. 1075-1079.

2. *Доценко О.А., Сусляев В.И., Кузнецов В.Л., Мазов И.Н., Кочеткова О.А.* Микроволновые характеристики композиционных радиоматериалов на основе полимера и углеродных структур // Доклады ТУСУРа. - № 2 (24). Ч. 2. - 2011. С. 36-40.

3. *Голубев Е.А.* Электрофизические свойства и структурные особенности шунгита (природного наноструктурированного углерода) // Физика твердого тела. - 2013. Т. 55. Вып. 5. – С. 995 - 1002.

4 Букетов, А., Смектанкин, С., Лусенков, Е., Яренин, К., Akimov, О., Якученко, S., и Лусенкова, I. (2020). Electrophysical Properties of Epoxy Composite Materials Filled with Carbon Black Nanopowder. Advances in Materials Science and Engineering, 2020, 1–7. doi:10.1155/2020/6361485

THE EFFECT OF DISPERSED FILLERS ON THE DIELECTRIC PROPERTIES OF EPOXY POLYMERS

Ibatullin I., Udilova E.

ibatullinildar@mail.ru

Supervisor: A. Magsumova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev — KAI, Kazan)

The paper presents the experimental results of studying the microstructure and changes in the dielectric constant of epoxy polymers containing dispersed fillers. Measurements of parameters

were carried out at a frequency range of 8-12 GHz. The weight efficiency of filled polymers with carbon-containing powders is shown.

УДК 539.2:621.3.049.77(063)

РОЛЬ ГРАФЕНА В АВИАСТРОЕНИИ

Иванников Е.Д.
ivannikovegor@inbox.ru
Научный руководитель В.В. Рыжков, к.т.н., доцент
(Воронежский государственный технический университет, Воронеж)

В данном исследовании рассмотрен перспективный наноматериал. Показаны его свойства и возможности применения в авиастроении.

Современный наноматериал графен начинает быть очень востребованным в различных отраслях современной науки и техники. Популярность этого вещества обусловлена его особенными свойствами, способными значительно усовершенствовать технические характеристики многих материалов.

Графен является двумерной аллотропной модификацией углерода, образованной слоем атомов углерода, толщина которого один атом (рис. 1).

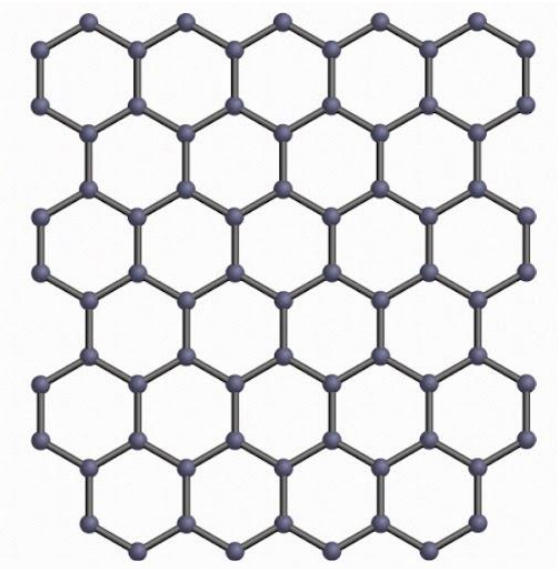


Рис. 1. Структура графена

Получение графена. Из-за существенного влияния метода синтеза графена на его окончательные физические свойства следует выделить несколько распространенных методов формирования образца данного материала.

Микромеханическое отщепление: от пластин объемного пиролитического графита адгезионной лентой отделяются тонкие пленки толщиной в несколько сотен слоев. После, при многочисленных повторениях процедуры формируется легкая однослойная графеновая пленка. Она переносится на окисленную кремниевую подложку. С графеновым монослоем на подложке остается некоторое количество чешуек, которые содержат 100 графеных слоев. Графен, получаемый таким способом, отлично подходит для лабораторных исследований электропроводности графена [1].

Химическое расслоение: данный метод разделяется на несколько разновидностей получения графена.

1) Восстановление оксида графита для получения графена. Этот подход основан на химических окислителях, что приводит к окислению слоев внутри графита и, следовательно, к большему межслойному расстоянию в кристалле, а также к снижению энергии взаимодействия между слоями.

2) Получение графена жидкофазным расслоением графита. Этот метод основан на применении поверхностно-активных органических жидкостях.

Эпитаксиальный рост: метод основан на эпитаксиальном выращивании графена на поверхностях металла (рутений, платина, иридий, никель, палладий). Возрастающая температурная зависимость растворимости углерода в переходных элементах является фундаментом для этого вида производства графена. При химическом осаждении углерода при высоких температурах совершается насыщение металла. После, в вакууме при определенном давлении и сниженной температуре растворяемость углерода в металле заметно уменьшается и благодаря термическому сжатию кристаллической решетки кристалла углерод, выходя на поверхность, формирует домены из графена.

Химическое газофазное осаждение: этот метод основан на синтезе графита на никеле при помощи различных температурах (от 400°C до 1000°C). Монослой графена получается посредством выбора параметров синтеза, например, толщину никелевой пленки, максимальную температуру синтеза, время синтеза и скорость охлаждения образца.

Свойства графена. Пленка графена имеет большую прочность и упругость, которые не уступают алмазу. Так же модуль Юнга у нее равен примерно 1 ТПа, а предел прочности 130 ГПа, что значительно превышает такие же показатели у стали. Графеновые пленки также имеют маленький вес.

В свою очередь графен является сверхплотным материалом. Из-за такой особенности он не пропускает через себя частицы гелия, которые способны проникать через фольгу.

Видимый свет практически не поглощается графеном, так как коэффициент поглощения данного наноматериала равен примерно 2,3%

Применение графена в авиации. Потенциальное применение графена рассматривается в выпуске маловесных спутников и летательных аппаратов. В данной области этот материал может занять место углеродных волокон в композиционных материалах.

Производство электродвигателей в авиационной промышленности постоянно старается увеличить электропроводность обмоток и механическую прочность их материала. Обычно используют сплавы с небольшим электрическим сопротивлением, однако, с низкой прочностью [2, 3].

Эта проблема решается покрытием проволоки из меди слоем графена. Это повышает электропроводность примерно на 5% и намного увеличивает прочность на разрыв и износостойкость.

Графен часто рассматривают как средство борьбы с обмерзанием фюзеляжа и крыла самолета при низких температурах. Благодаря нанотрубкам из графена можно изготовить любую поверхность самолета нагреваемую небольшими энергозатратами.

Экспериментальная модель самолета из наноматериал уже создан и проходит тестирования (рис. 2), вследствие которых разработчики выяснили, что использование графена кардинально повышает аэродинамические характеристики за счет снижения лобового сопротивления при полете. Уменьшение сил трения на 5-7% предоставляет возможность экономии топливных ресурсов.

Так же было выявлено, что графен минимизирует вес летательного аппарата, хотя снижение веса незначительное.

Рис. 2. БПЛА “Juno”

Одними из основных особенностей графена являются повышенные износоустойчивость и прочность в элементах фюзеляжа самолета. При добавлении в композитный материал примеси наноматериала прочность, по сравнению с классическими видами материалов, возрастает на 10%. Также если внедрить графен в процесс производства крыла самолета, возможно повысить прочность до 60%.

Огромным преимуществом графена является его возможность противостоять удару молнии, что повышает безопасность летательного аппарата с графеновым покрытием.

Усовершенствование углепластика графеном позволяет изменить его свойства. Увеличивается удельная прочность, снижается вес деталей, повышается сопротивляемость старению и росту трещин. [4, 5, 6]

Добавки графена в материалы, используемые в 3D-печати, улучшают механические и функциональные свойства композиционных изделий: повышается их теплопроводность, механическая прочность, электропроводность. Это является актуальной задачей при создании сложных деталей для аэрокосмической промышленности методами 3D-печати.

Однако самым главным недостатком графена является высокая стоимость создания этого материала и других, созданных на его базе, а также отсутствие промышленного производства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Смирнов В.И. Физические основы нанотехнологий и наноматериалы: Учебное пособие. Ульяновск: УлГТУ, 2017. 240 с.

2. Иванников Е.Д., Попов И.С. Электрические самолеты / В сборнике: Авиакосмические технологии (АКТ-2020) // Труды XXI Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. II Тур. Воронеж, 2020. С. 90-96.

3. Воронин А.П., Рыжков В.В. Летательные аппараты, использующие солнечные батареи /В сборнике: Авиакосмические технологии (АКТ-2020) // Труды XXI Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. II Тур. Воронеж, 2020. С. 256-262.

4. Климов Ю.М., Самойлов Е.А. Детали механизмов авиационной и космической техники: Учебное пособие / Ю.М. Климов, Е.А. Самойлов, Н.Л. Зезин и др.; Под ред. Ю.М. Климова и Е.А. Самойлова. М.: Изд-во МАИ, 1996. 344 с.

5. Шашок, Ж.С. Применение углеродных наноматериалов в полимерных композициях: [монография] / Ж.С. Шашок, Н.Р. Прокопчук. Минск: БГТУ, 2014. 231 с.

6. Чернега А.А., Рыжков В.В. Современные технологии создания композитных авиационных деталей / В книге: авиакосмические технологии (АКТ-2020) // Тезисы I тура XXI Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. Воронежский государственный технический университет. Воронеж, 2020. С. 68-70.

ROLE OF GRAPHENE IN AIRCRAFT

Ivannikov E.
ivannikovegor@inbox.ru
Supervisor: V. Ryzhkov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Voronezh State Technical University, Voronezh)

Abstract In this study, a promising nanomaterial is considered. Its properties and possibilities of application in aircraft construction are shown.

УДК 629.73

ВЛИЯНИЕ АДГЕЗИИ СУБМИКРОННЫХ ЧАСТИЦ НАПОЛНИТЕЛЯ К ПОЛИМЕРНОЙ МАТРИЦЕ ФТОРОПЛАСТА–42

Иванов Н.В., Куклин В.А.
Ivanov-nikki@mail.ru
Научный руководитель: М.П. Данилаев, д.т.н., профессор; Н.В. Дорогов
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань)

В работе приведены результаты экспериментальных исследований по влиянию адгезии субмикронных частиц наполнителя к полимерной матрице фторопласта–42, обладающей кристалличностью. Степень кристалличности полимерного композита на основе фторопласта–42, наполненного частицами оксида алюминия, не изменяется при концентрациях наполнителя до 1 %. Показано, что повышение адгезии субмикронных частиц наполнителя к такой полимерной матрице способствует незначительному повышению предела прочности на разрыв и максимальной деформации только при низких концентрациях частиц наполнителя. С ростом концентрации частиц наполнителя эти характеристики снижаются относительно ненаполненного материала. Это обусловлено тем, что с ростом концентрации частиц наполнителя в фторопласте-42 растет количество неоднородностей с локальным механическим напряжением в пределах межфазного слоя между частицами наполнителя и кристаллитами.

Один из подходов к изменению, в частности улучшению, ряда механических характеристик (например, стойкость к истиранию, предел прочности, относительное удлинение) полимерного материала основан на создании композиции с субмикронными частицами наполнителя [1,2,3]. Причем, при малых (как правило, до 1% по массе) концентрациях субмикронных частиц наполнителя в полимере с аморфной структурой, их адгезия к полимерной матрице вносит основной вклад в изменение механических характеристик композиции. Для полимерных материалов, обладающих кристалличностью, повышение адгезии субмикронных частиц наполнителя к полимерной матрице, на наш взгляд, будет иначе влиять на механические характеристики, по сравнению с ПКМ с аморфной структурой. Это обусловлено тем, что потеря устойчивости в материале происходит, в основном, на структурных неоднородностях [4] и в межфазных областях [5], в том числе, в областях между частицами наполнителя и кристаллитами. Повышение адгезии частиц наполнителя к полимерной матрице, по всей видимости, влияет, как на размер межфазной области, так и на ее механические свойства [3,6]. Наряду с отличием в упругих свойствах кристаллитов и аморфной области полимерного материала, это должно привести к иному отклику материала на механическую деформацию, в отличие от ПКМ только с аморфной структурой. Причем механические свойства такого ПКМ должны зависеть от количества неоднородностей в структуре материала, соответственно, от концентрации

частиц наполнителя. Целью данной работы является определение влияния концентрации активированных субмикронных частиц наполнителя на механические свойства (предел прочности на разрыв, относительное удлинение при разрыве, твердость по Мартенсу) композиции на основе фторопласта - 42, обладающей кристалличностью.

Для достижения поставленной цели проводились экспериментальные исследования образцов ПКМ с массовой долей субмикронных частиц наполнителя до ~1%. В качестве частиц использовались субмикронные частицы оксида алюминия (Al_2O_3). Производитель субмикронных частиц Al_2O_3 (смесь δ и θ, диапазон размеров 40÷190нм) «Plasmotherm», Productnumber: PL1344281. В качестве полимерной матрицы использовался фторопласт марки Ф-42, структура которого обладает кристалличностью [2,7]. Активация субмикронных частиц осуществлялась путем формирования на поверхностях частиц полимерной оболочки [3]. В качестве полимера оболочки использовался полистирол.

Получение образцов композиции Ф-42 с частицами, как капсулированными полистиролом, так и исходными (не капсулированными), осуществлялось по одной методике. Субмикронные частицы осаждались на поверхность частиц порошка Ф-42 из водной суспензии с последующим испарением воды при температуре не более 80±2°С. При этом контролировалось отношение масс частиц порошка к массе субмикронных частиц с погрешностью не более 10%. Средняя концентрация частиц наполнителя в полимерной матрице изменялась в диапазоне 0.06÷1.2% с относительной погрешностью ~10%. Таким образом, в результате получали порошок Ф-42 смешанный с частицами наполнителя из оксида алюминия, соответственно капсулированными – Образец 1, – и исходными (не капсулированными) – Образец 2. Образцы ПКМ (таблица 1) для проведения механических испытаний и исследования структуры материала с исходными и капсулированными субмикронными частицами были получены методом компрессионного формирования пластины (115х28х2 мм) с последующим получением лопатки (тип 1 по ГОСТ 11262-80), а именно:

- прессование порошка образцов в пресс-форме под давлением 30 кГ/см^2 в течении 300±30 с;

- спекание образцов, находящихся в пресс-форме при температуре 220±2°С в течении 30±3 минут;

- получение лопаток образцов осуществлялось штамповкой при помощи специального металлического штампа.

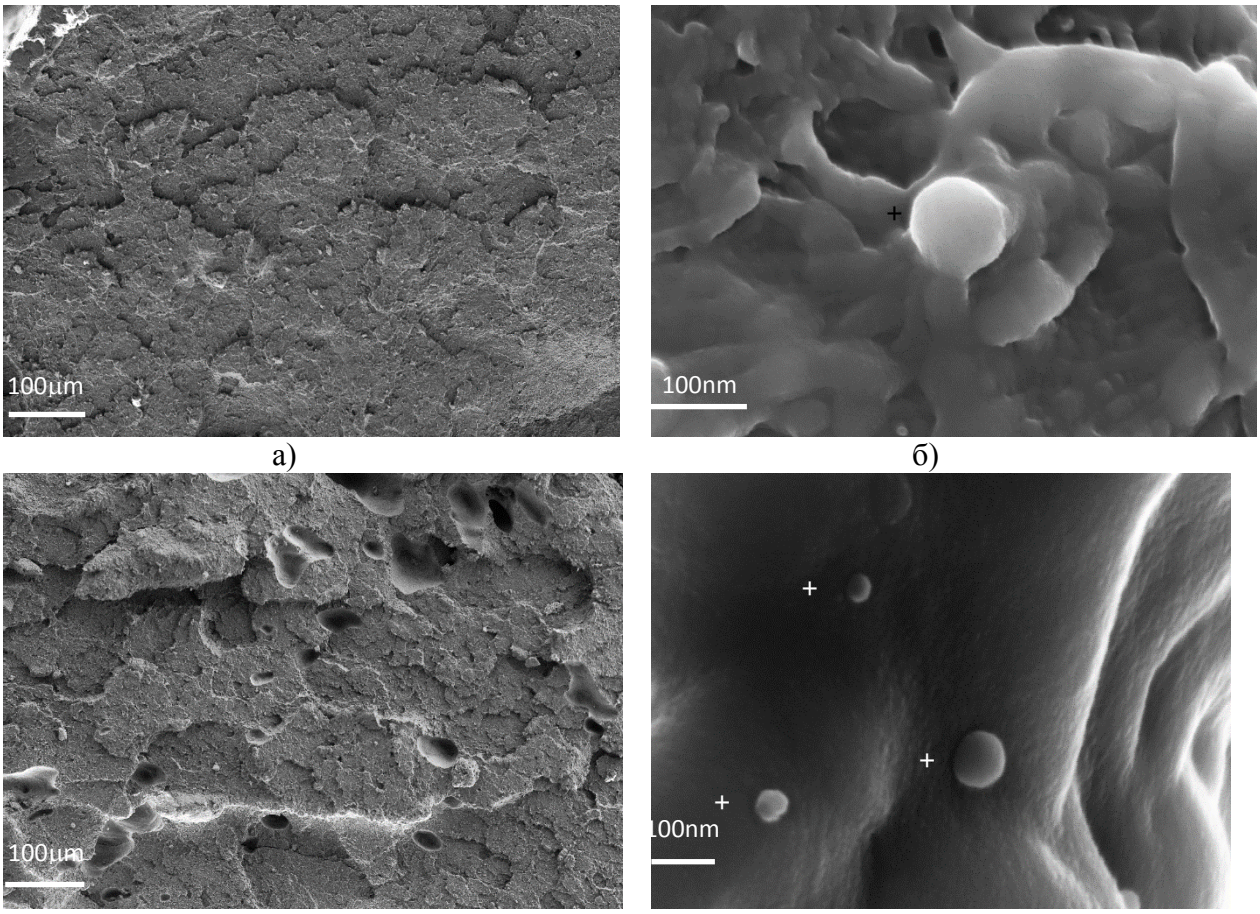
Таблица 1

Параметры образцов

Наименование образца	Массовая концентрация частиц Al_2O_3, %	Объемная концентрация частицAl_2O_3, [1/мкм^3]
Образец 0	–	–
Образец 1.1 Образец 2.1	0.06	~10
Образец 1.2 Образец 2.2	0.6	~100
Образец 1.3 Образец 2.3	1.2	~200

Типовые микрофотографии поверхности Образцов, наполненных капсулированными и исходными частицами Al_2O_3, представлены на рис.1 (частицы оксида алюминия в образцах отмечены знаком «+»). На сколах Образцов 2.1–2.3 (с исходными частицами) присутствуют каверны, в отличие от Образцов 1.1–1.3 (с

капсулированными частицами). Это обусловлено низкой адгезией исходных частиц к фторопласту Ф-42 (рис.1г), в отличие от капсулированных частиц (рис.1б).



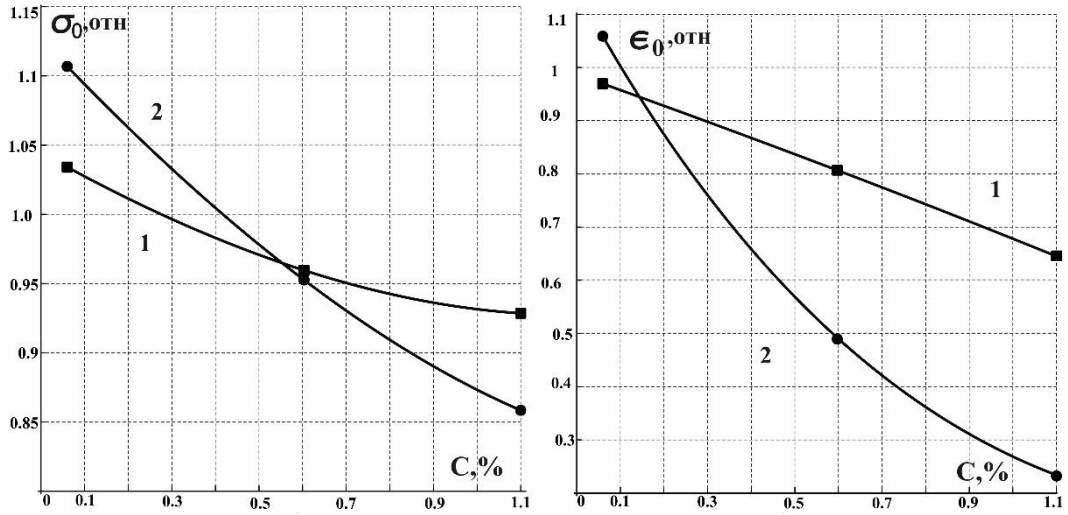
а) б)

в) г)

Рис.1. Типовые микрофотографии Образцов: а,б – Образец 1.3; в,г – Образец 2.3.

Усредненные значения микротвердости (*HMs*) для всех образцов оказались близкими и составили 37.35 Н/мм^2 при СКО – 2 Н/мм^2. Для определения усредненных значений микротвердости для каждого из образцов проводились 20 независимых измерений в различных областях на поверхности исследуемого образца при одинаковых условиях (сила вдавливания индентора – 60 мН, Время выдержки при максимальной нагрузке – 28 сек.). Таким образом, при малой степени наполнения фторопласта–42 частицами наполнителя различного сорта (исходными и капсулированными) микротвердость не изменяется, с учетом погрешности измерений и разбросов параметров образцов.

Концентрационные зависимости предела прочности при растяжении и максимальной деформации, нормированные на соответствующие показатели Образца 0 (ненаполненного частицами материала), представлены на рис.2.



а) б)

Рис.2. Зависимости предела прочности на разрыв (а)
и относительной деформации (б) от концентрации частиц наполнителя в образцах:
1 – исходные частицы наполнителя; 2 – капсулированные частицы наполнителя.

Полученные результаты (рис.2) подтверждают зависимость механических свойств ПКМ, обладающего кристалличностью, от концентрации частиц. Это может быть обусловлено тем, что количество частиц наполнителя вблизи кристаллитов увеличивается с ростом их концентрации. При объемной концентрации частиц наполнителя в полимерной матрице ~10 [1/мкм^3] и характерном размере кристаллита ~170нм при среднем значении степени кристалличности ~36% максимум только 10% кристаллитов могут взаимодействовать с частицами. При объемной концентрации более ~200 [1/мкм^3] около 100% кристаллитов могут взаимодействовать с частицами наполнителя.

Объем межфазных областей между частицами наполнителя и кристаллитами возрастает, что определяет концентрационную зависимость механических свойств полимерного композита. Разные механические свойства и размеры межфазных областей в композитах, наполненных исходными и капсулированными частицами, по всей видимости, и определяет различие в механических свойствах соответствующих композитов.

Проведенные исследования показывают, что характер влияния наполнителя на механические свойства композита, с полимерной матрицей обладающей кристалличностью, отличается от композитов с аморфной полимерной матрицей. Так повышение адгезии субмикронных частиц наполнителя к полимерной матрице фторопласта – 42 (Ф-42) приводит к снижению предела прочности на разрыв и максимальной деформации с ростом концентрации этих частиц. Изменений степени кристалличности материала Ф-42 при концентрациях наполнителя до 1% не обнаружено.

С ростом концентрации увеличивается количество межфазных областей между наполнителем и кристаллитами и изменяются их размеры [8], что определяет снижение механических свойств полимерного композита. По всей видимости, это может быть объяснено увеличением градиента механических напряжений в межфазных зонах и потерей устойчивости элементов структуры полимерного композита. С ростом концентрации капсулированных субмикронных частиц потеря устойчивости более выражена (рис.4) по сравнению с ПКМ, наполненным исходными частицами. При этом абсолютные значения концентраций, при которых происходит снижение предела прочности и максимальной деформации при растяжении определяется степенью кристалличности полимера матрицы и зависит от условий получения образцов.

Научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках исполнения обязательств по Соглашению номер 075-03-2020-051/3 от 09.06.2020 (номер темы fzsu-2020-0021).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Злотников И.И., Иванова Е.М. Особенности трения и изнашивания политетрафторэтилена, наполненного высокодисперсными органокремнеземами // Трение и износ. – 2003. – Т. 24. – № 3. – С. 448 – 450.

2. Vasilev A.P., Struchkova T.S., Nikiforov L.A., Okhlopkova A.A., Cho J.H., Grakovich P.N., Shim E.L. Mechanical and tribological properties of polytetrafluoroethylene composites with carbon fiber and layered silicate fillers // Molecules. – 2019. – T.24. – № 2. – P.2-11.

3. Akhmadeev A.A., Bogoslov E.A., Kuklin V.A., Danilaev M.P., Klabukov M.A. Influence of the thickness of a polymer shell applied to surfaces of submicron filler particles on the properties of polymer compositions // Mechanics of Composite Materials. – 2020. – Vol. 56. – № 2. – P.241-248.

4. В.Е.Панин Основы физической мезомеханики// Физическая мезомеханика. –1998. – Т. 1. –№ 1. – С. 5-22.

5. Астафуров С.В., Шилько Е.В., Овчаренко В.Е., Псахье С.Г. Исследование влияния свойств межфазных границ на механические характеристики металлокерамических композитов // Физическая мезомеханика. – 2014. – Т.17. – №3. – С.53-63.

6. Surface Modification of Nanoparticle and Natural Fiber Fillers. Ed. by Vikas Mittal. – Wiley&VCH Verlag GmbH & Co. KGaA. 2015. Pp.240.

7. Petrova P.N., Markova M.A., Argunova A.G., Ohlopkova A.A. Investigation of influence of methods of mixing components on the properties of composites based on ptfe and carbon fibers // Journal of Friction and Wear. – 2019. – T. 40. – № 2. – P. 120-127

8. Saqib S.,Rafiq S.,Muhammad N., Khan A.L., Mukhtar A., Mellon N.B., Man, Z., Ullah S., Al-Sehemi A.G., Jamil, F. Influence of interfacial layer parameters on gas transport properties through modeling approach in MWCNTs based mixed matrix composite membranes // Chemical Engineering Science. – 2020.– Vol.218. – No.8. – DOI: 10.1016/j.ces.2020.115543.

MECHANICAL PROPERTIES OF THE FLUOROPLAST-42 POLYMER COMPOSITION WITH ALUMINUM OXIDE SUBMICRONAL PARTICLES.

Ivnov N.V., Kuklin V.A.

Ivanov-nikki@mail.ru

Supervisor: M.P. Danilaev, Doctor of Technical Sciences, Professor; N.V. Dorogov

(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan*)

The experimental results of the adhesion influence between submicron particles (Al2O3) to the polymer matrix (fluoroplastic–42) with crystallinity on the composite mechanical properties are considered in that paper. It is shown that the cristalinity of the polymer composition fluoroplastic–42 and oxide alumina submicron particles filler does not change at filler concentrations up to 1%. It is shown that adhesion increasing is contributing to the insignificant increase of the tensile strength and maximum deformation only at low concentrations of filler particles. These mechanical properties are decrease when the filler particles concentration is increase. That’s because the inhomogeneities number with local mechanical stress in the interfacial layer are increasing when the filler particles concentration increasing in fluoroplastic–42.

УДК 520.2.02, 520.6.07

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ОБЪЕКТОВ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Клем А.И.[2], Сычев В.В.[1]

[1]viktorsychev@list.ru, [2]black.n.hot.ice@gmail.com

([1]Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), г. Москва; [2]АО «Компания Сухой», «ОКБ Сухого», г. Москва)

Аннотация. В работе рассматриваются аспекты технологической проработки применения стержневого каркаса в авиакосмической отрасли на примере несущей силовой конструкции для облегченного составного главного зеркала космического телескопа. Анализируется вариант оптимизации узлов каркаса на основе применения аддитивных технологий.

В авиакосмической отрасли наиболее востребовано применение облегченных конструкций, в том числе крупногабаритных, обладающих высокими характеристиками жесткости и прочности, а также работающих в условиях нераспределенных, знакопеременных и циклических нагрузок. В этой связи разработанная в МГТУ имени Н.Э. Баумана [1] под вышеуказанные задачи технология создания крупногабаритных стержневых облегченных конструкций имеет широкую область применения. Некоторые примеры:

- силовые конструкции космических аппаратов и обитаемых космических станций. В том числе с возможностью сборки конструкций в космическом пространстве. Актуальность стержневых конструкций подтверждается их успешным применением на спутнике ERS-1, на космической станции «Мир»: смонтированная в космосе ферма «Софора». Стержневые конструкции актуальны для перспективной космической станции на замену МКС.
- фюзеляж, крыло летательного аппарата. Яркий пример использования: пол грузовой кабины транспортного воздушного судна, где есть потребность в равномерном распределении нагрузки по всем узлам конструкции, ввиду специфики транспортной авиации, выражаясь образно, в необходимости «переносить утюг в бумаге».
- силовые опорные конструкции модульных ВПП на основе сборного пространственного стержневого каркаса [1], пригодные для быстрого монтажа в том числе на зыбких и подтапливаемых грунтах. Армирование предложенным образом аэродромной плиты повышает ее несущую способность и изгибную прочность путем перераспределения действующих нагрузок в теле плиты. Силовой каркас выполнен в виде двух поясов узловых элементов, соединенных наклонными арматурными стержнями.

Разработанные в [1] стержневые конструкции имеют ряд достоинств:

- имеют высокие характеристики жесткости при малом весе. Конструкция стабильна и способна обеспечить оптическую точность ($25 \cdot 10^{-9}$ м). Это подтверждают практические расчеты прочности и жесткости предложенной пространственной конструкции, использованной в проекте крупногабаритного оптического телескопа АСТ-25 [2].
- квазиизотропны по структуре и инвариантны к знакопеременным нагрузкам. Свойства полученной конструкции одинаковы в осевых направлениях составляющих конструкцию стержней, благодаря чему обеспечивается равномерное нагружение всех узлов конструкции, а не только зоны непосредственного контакта с нагрузкой.
- обладают виброгасящими свойствами. Вибрации от воздействия внешних и внутренних микродинамических возмущений негативно влияют на надежность и долговечность конструкции крупногабаритного космического телескопа и согласно [3] нарушают его прецизионность, уменьшают прочность и стабильность характеристик конструкции, являются существенным искажающим фактором качества изображения телескопа.

Конструкция способна гасить колебания резонансных частот, если число полуволн колебаний в ее элементах укладывается нечетное число раз. Таким образом, колебание будет подавляться полуволной, пришедшей в исходную точку в противофазе. Так, при разложении функции колебаний в ряд Тейлора по синусам, свободный член, отвечающий за резонансную частоту собственных колебаний конструкции, и четные гармоники обнуляются.

- не имеют ограничений по форме, габаритам и весу. Возможно создание любой (плоской, сферической, призматической, параболической, фасонной и т.д.) формы. Габаритные размеры получаемой конструкции до 500 м, вес – до 5000 т [2].

- обладают модульностью для быстрого и удобного монтажа в том числе в условиях отсутствия инфраструктуры, в условиях космоса. Для этого удобно использовать на стыке модулей конструкции надвигающиеся либо навинчивающиеся втулки, муфты сращивания.

Особенность и оригинальность разрабатываемых облегченных крупногабаритных конструкций удобно рассмотреть на примере предлагаемой концепции построения отечественного десятиметрового космического телескопа «Миллиметрон». Наглядно возможности применения стержневых каркасов для зеркал телескопов представлены на рис. 1. Новые нетрадиционные пути и конструкторские решения для космического телескопа продиктованы повышенными требованиями к его конструкции [4] и направлены на получение наибольшей жесткости конструкции телескопа и ее облегчения.

В данной работе рассматривается применение стержневых конструкций в качестве подкрепляющего силового каркаса для облегченных зеркальных параболических панелей раскрываемого составного зеркала. Облегченные лепестковые сегменты составного главного зеркала космического телескопа представляют собой неразъемную конструкцию рабочего слоя из высокомодульного цианат-эфирного углепластика и подкрепляющего силового стержневого каркаса на основе радиальных шпангоутов треугольного сечения, как показано на рис. 1б. Лепестки зеркала пристыковываются к центральной части за счет цанговой пары, предусмотрено разовое защелкивание.

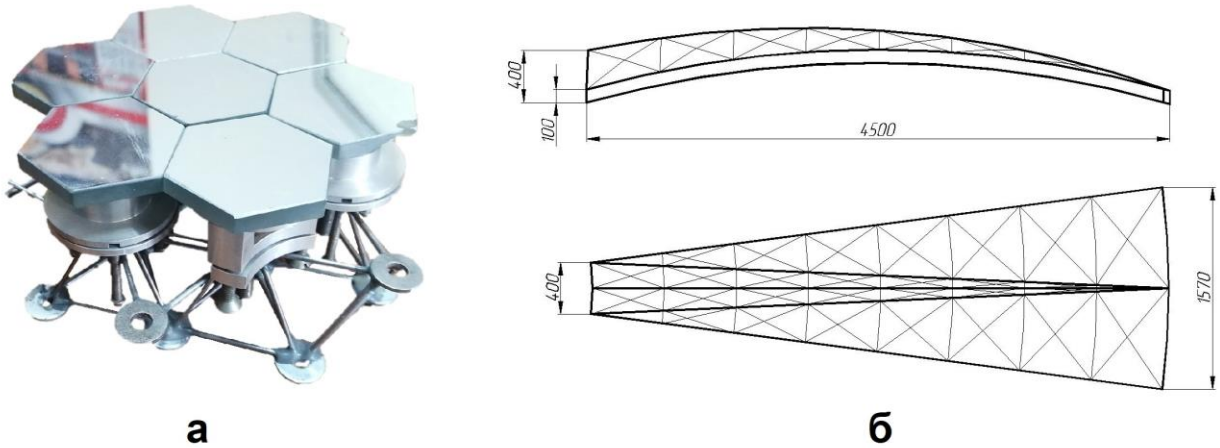


Рисунок 1 – Разработка конструкции зеркал телескопов на основе стержневых каркасов:
а – вариант конструктивной проработки облегченного зеркала;
б – вариант облегченного лепесткового сегмента составного главного
зеркала космического телескопа, размеры в миллиметрах

Сетчатая структура подкрепляющего силового стержневого каркаса с треугольными ячейками способна обеспечить наибольшую жесткость и устойчивость ее при наименьшей массе. Данная схема практически нечувствительна к внешним воздействиям и обладает большой связностью. Исполнение силового стержневого каркаса на базе мощных радиальных шпангоутов треугольного сечения в профиле придает конструкции особую жесткость.

Высокомодульный углепластик сочетает в себе ряд полезных свойств: низкий коэффициент линейного термического расширения, высокую удельную жесткость и низкую плотность. Недостатки углепластика: его анизотропность, необходимость в специальных технологиях и оснастке при изготовлении элементов конструкции и сильная зависимость физико-механических свойств создаваемых конструкций от технологии их изготовления, высокая стоимость.

Конструкция зеркальных панелей космического телескопа «Миллиметрон» из высокомодульного цианат-эфирного углепластика разработана в Астрокосмическом центре Физического института им. П.Н. Лебедева РАН. Согласно исследованиям влияния разброса физико-механических свойств материала на точность отражающей поверхности рабочего слоя данных панелей, созданная конструкция панелей обладает высокой температурной формостабильностью, и данный материал подходит для изготовления прецизионных размеростабильных элементов конструкций космических телескопов [5].

В частности, из высокомодульного углепластика могут быть выполнены стержневые элементы конструкции подкрепляющего силового каркаса (рис. 1).

В ходе конструктивной проработки проанализирована эффективность применения различных конструкционных материалов и технологических решений для крупносерийного производства узлов стержневого силового каркаса. Узлы представляют собой высокоточные фасонные детали для неподвижного соединения разветвленных стержневых конструкций, испытывающих воздействие сверхнизких температур (4,5 К).

Для оптимизации прототипирования и с целью дальнейшей наладки крупносерийного производства рассматривались варианты узлов из высокомодульного углепластика по отработанной на рабочем слое технологии и титанового сплава по технологии фрезерования на пятикоординатном обрабатывающем станке и методом селективного лазерного плавления металлического порошка (SLM-технология).

Наибольший интерес для рассматриваемой задачи представляет аддитивная SLM-технология из титанового сплава в качестве сырья. Достоинствами SLM являются практически неограниченная сложность получаемых изделий, незначительное количество отходов производства и возможность использовать различные металлические сплавы в качестве исходного сырья, в то числе порошки титанового сплава отечественного производства, например, ВТ6.

Спорными моментами являются возможно недостаточная геометрическая точность и высокая шероховатость получаемых изделий, необходимость применения технологической оснастки в качестве поддержек, снижающей точность воспроизведения геометрических параметров готового изделия, и высокая стоимость оборудования.

Печать прототипов узлов силового каркаса проводилась в компании «Эндопринт» на высокоточном 3D принтере Concept Laser M2 из титанового сплава CL 41TI ELI от фирмы-производителя 3D принтера. Прецизионность получаемых на данном принтере изделий обеспечивается способностью выращивать по электронной эталонной модели изделие стабильного качества с регулируемой толщиной слоя от $25 \cdot 10^{-6}$ м. Стоимость изготовления детали на момент заказа прототипов узлов каркаса составляла порядка 2000 рублей за 1 $см^3$ объема получаемого изделия [6, 7].

Полученные образцы узлов стержневого каркаса были подвержены охлаждению в вакууме до 4,5 К для имитации условий эксплуатации узлов в космосе. Измерения геометрических параметров узлов после криовакуумных испытаний проводились бесконтактной оптической координатно-измерительной топометрической системой ATOS III Triple Scan Rev.02, модель 400 абсолютных измерений с дальнейшей топологической оптимизацией в среде Geomagic Control 2014 методом наибольшего соответствия электронной эталонной модели (best fit alignment) [8]. Декларируемая инструментальная погрешность измерений оптической системы составляет $5 \cdot 10^{-6}$ м [9].

Для испытуемых образцов узлов №1-3, представленных наряду с топографическими

картами их отклонений от эталонной модели на рис. 2, среднеквадратическое отклонение (СКО) от эталонной модели и наибольшее значение отклонения осей посадочных поверхностей представлены в Таблице 1.

Таблица 1

Параметры отклонений геометрии образцов после криовакуумных испытаний

Образец №	СКО·10^6 м	Наибольшее отклонение наклона осей, градусы
1	74	1,2
2	82	1,5
3	84	2,4

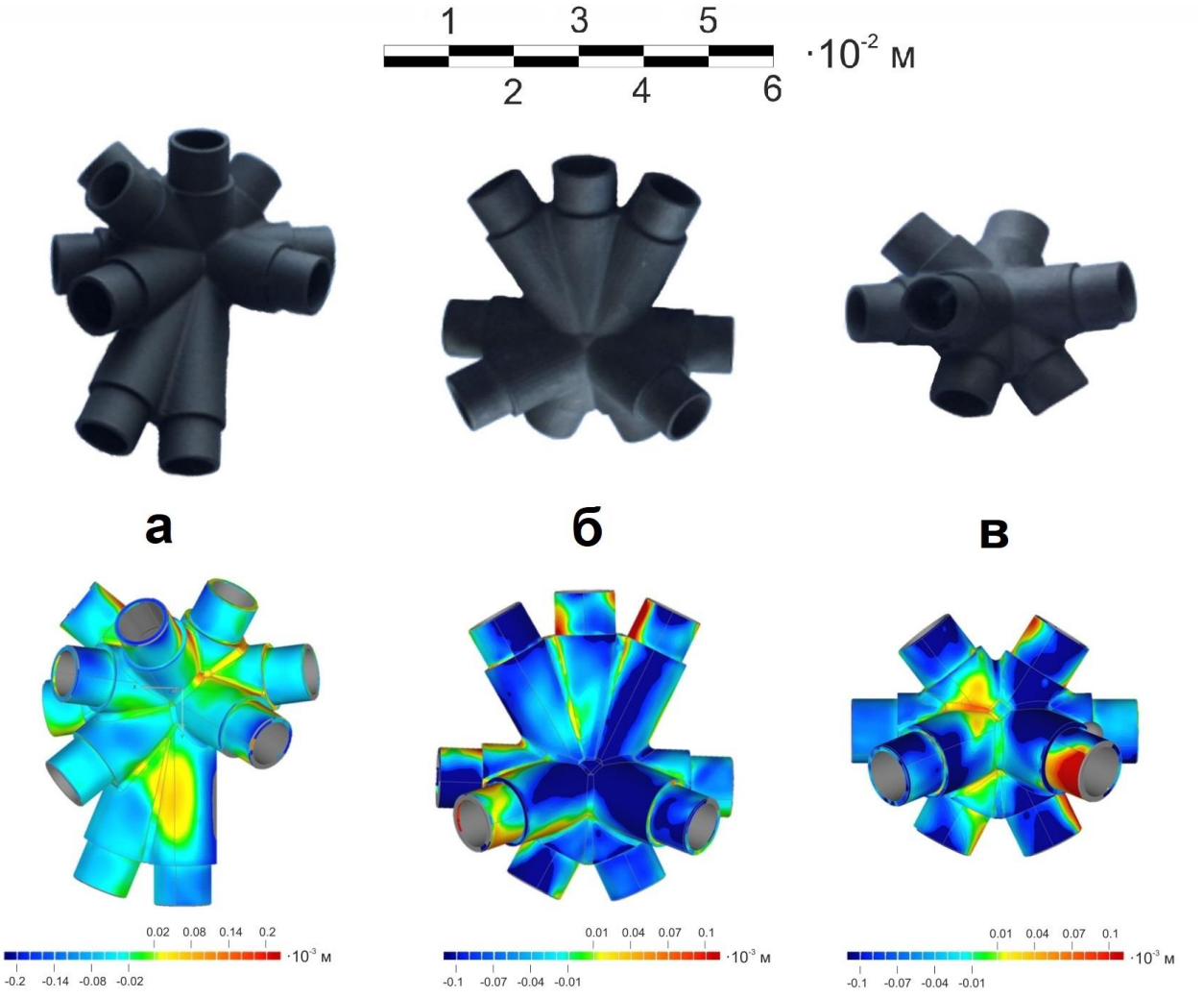


Рисунок 2 – Общий вид образцов узлов каркаса для криовакуумных испытаний (верхний ряд) и полученные после испытаний топографические карты отклонений образцов (нижний ряд): а – образец №1; б – образец №2; в – образец №3

Для всех образцов характерна усадка после проведения криовакуумных испытаний. Наибольшие отклонения геометрических параметров у образца №3, подробная статистика его отклонений от эталонной модели для выборки в 276 840 измеренных точек наглядно представлена на рис. 3.

С целью анализа температурной размеростабильности сборной конструкции силового

стержневого каркаса, состоящей из разнородных материалов (титановый сплав CL 41TI ELI и высокомодульный цианат-эфирный углепластик), образец №3 был вновь подвержен криовакуумным испытаниям, но уже с установленными углепластиковыми стержнями. Его внешний вид и результаты измерения отклонения осей стержней в среде Geomagic Control представлены на рис. 4. Отклонения осей пронумерованных на рис. 4б стержней представлены в таблице 2. Отклонения наклона осей стержней в образце не более 0,03°.

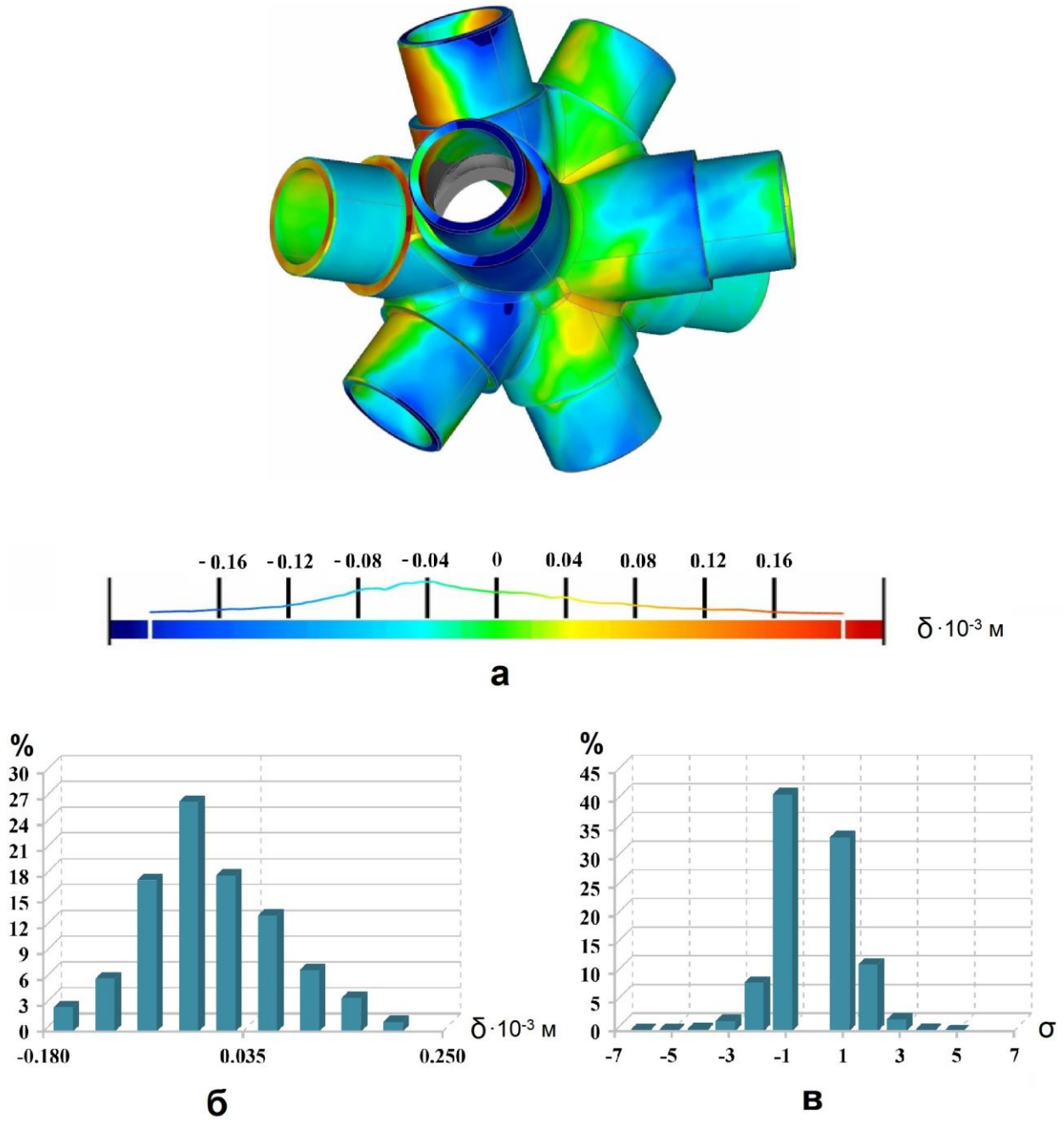


Рисунок 3 – Отклонения формы образца №3 от эталонной модели после криовакуумных испытаний: а – топографическая карта образца; б – распределение в % измеренных точек отклонений δ образца от эталона, в миллиметрах; в – распределение в % измеренных точек в оценке стандартного отклонения σ;

По итогам анализа результатов криовакуумных испытаний SLM-технология признана перспективной при создании узлов силового каркаса, а ее недостатки могут быть частично нивелированы. Точность воспроизведения геометрических параметров изделия может быть

повышена путем учета усадки изделия из-за воздействия сверхнизких температур, подбора и внесения непосредственно в эталонную модель узла технологических поддержек. Получаемая высокая шероховатость представляется несущественной для узлов силового каркаса. Благодаря отсутствию ограничений по сложности создаваемого изделия стоимость создания узлов возможно уменьшить путем уменьшения расхода порошкового сплава при помощи оптимизации топологии эталонной электронной модели узла с применением бионического дизайна. Но что более важно: таким образом возможно уменьшить массу узла без потери его характеристик жесткости.

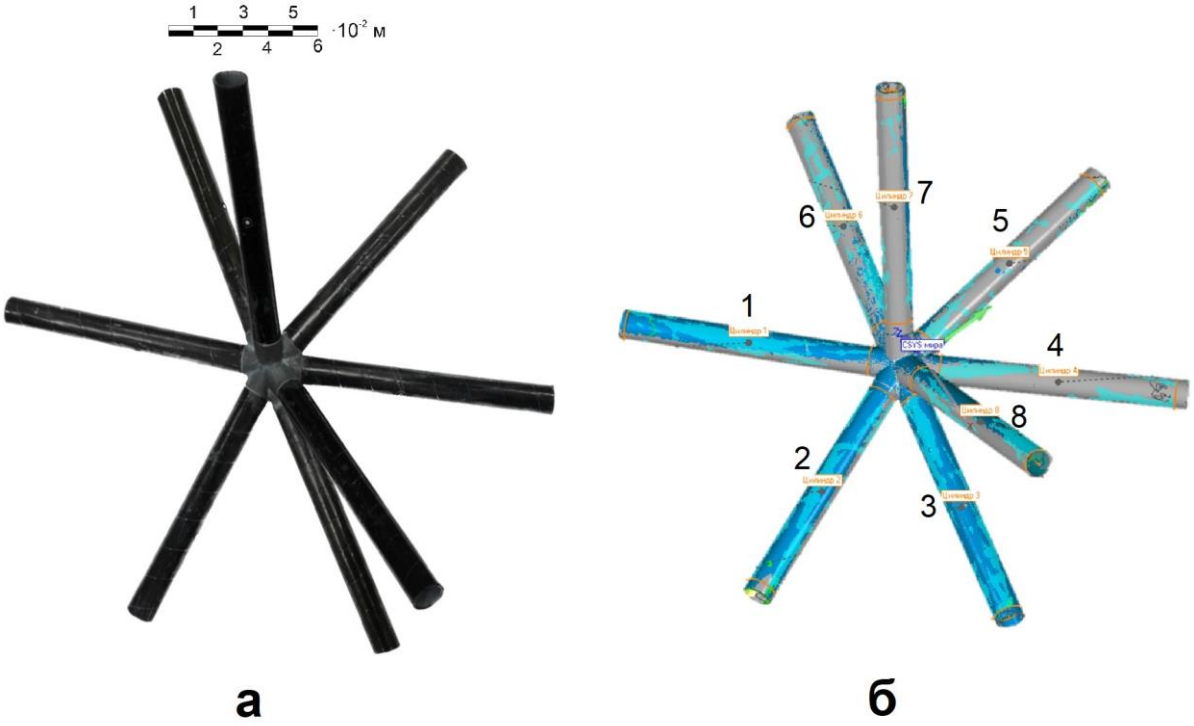


Рисунок 4 – Образец каркаса после криовакуумных испытаний: а – общий вид; б – совмещение топологии на основе измерений оптическим сканером Atos III с эталонной моделью в среде Geomagic Control

Таблица 2

Отклонения наклонов осей каркаса после криовакуумных испытаний

№	Отклонение наклона осей, градусы	№	Отклонение наклона осей, градусы
1	0,0134	5	0,0297
2	0,0288	6	0,0133
3	0,0091	7	0,0291
4	0,0169	8	0,0127

Результаты рассмотренных аспектов технологической проработки предложеннной облегченной крупногабаритной стержневой конструкции главного зеркала космического телескопа свидетельствуют о перспективности использования данной конструкции в объектах авиакосмической техники. Причем, в полной мере может быть реализован имеющийся в МГТУ имени Н.Э. Баумана научно-технологический задел по созданию подобных конструкций.

Разработанная конструкция высокотехнологична, так как состоит из ограниченного числа малоразмерных типовых элементов, и имеет потенциал для дальнейшей оптимизации структуры, в том числе с применением современных методов бионического дизайна. Использование в данной конструкции материалов с высокими физико-механическими

свойствами (углепластик, титановый сплав) способствует качественному повышению ее характеристик. Ограничения, вызванные необходимостью применения специальных технологий, могут быть успешно преодолены.

Таким образом, современные материалы, инновационные технические решения и технологии создания составного зеркала космического телескопа с подкрепляющим силовым стержневым каркасом на основе радиальных шпангоутов треугольного сечения позволяют добиться высоких физико-механических свойств конструкции.

В заключение авторы выражают благодарность сотрудникам Астрокосмического центра Физического института им. П.Н. Лебедева РАН: Архипову М.Ю., Голубеву Е.С., Савельеву В.А и Смирнову А.В. за помощь при подготовке работы, а также компании «Эндопринт» [6], 3DMALL [7] и NISSA Digispace за предоставленные производственные мощности и технологии для создания прототипов узлов силового каркаса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Транспорт и логистика в Арктике. Эффективная транспортная система – ключ к освоению природных ресурсов и пространственному развитию территорий. Альманах 2020. Выпуск 4 / Под ред. С.В. Новикова. Москва: ТЕХНОСФЕРА, 2020. - С. 46-52.

2. Сычев В.В. Новые технологии изготовления крупногабаритных облегченных конструкций // Конверсия в машиностроении. 2002. № 6. С. 28-36.

3. Саяпин С.Н., Артеменко Ю.Н., Мышонкова Н.В. Проблемы прецизионности криогенного космического телескопа обсерватории «Миллиметрон» // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». 2014. № 2. С. 50-76.

4. Филина Е.К., Голубев Е.С., Смирнов А.В., Архипов М.Ю., Ляховец А.О. Влияние разброса физико-механических характеристик углепластика на температурную формостабильность панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон» // Механика композиционных материалов и конструкций. - 2019. - Т. 25, № 4. - С. 509-521.

5. Сычев В.В., Клем А.И. Проблемы адаптации в космическом телескопе обсерватории «Миллиметрон» // Оптика атмосферы и океана. 2017. Т. 30. № 1. С. 93-102.

6. Инновационно-технологическая компания Эндопринт: сайт. Эндопринт. URL: http://endoprint.ru/ (дата обращения 27.08.2021).

7. Успешный «космический» опыт 3D-печати: сайт. 3DMALL. URL: https://3d-m.ru/uspeshnyj-kosmicheskij-opyt-3d-pechati/ (дата обращения 27.08.2021).

8. Клем А.И. Измерение рабочей поверхности астроситалловой матрицы центрального зеркала: Технологическая инструкция / ФГБУН Физического Института имени П.Н. Лебедева Российской академии наук. М., 2015. 82 с.

9. ATOS II и ATOS III Triple Scan с держателем камер 400 мм и 800 мм. Техническое руководство пользователя / ОАО «Национальный Институт Авиационных Технологий». М., 2012. 45 с.

TECHNOLOGICAL ASPECTS OF AEROSPACE OBJECTS CREATION

Klem A.[2], Sychev V.[1]

[1]viktorsychev@list.ru, [2]black.n.hot.ice@gmail.com

([1]Federal state budgetary institution of higher professional education Bauman Moscow State Techhical University (National research university of technology), Moscow;
[2]JSC «Aviation Holding Company Sukhoi», Moscow)

Abstract. The paper discusses aspects of the technological study of the use of a rod frame in the aerospace industry using the example of a load-bearing structural structure for a lightweight composite main mirror of a space telescope. A variant of optimization of the frame nodes based on the use of additive technologies is analyzed.

УДК 678.8

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ МОДИФИЦИРОВАНИЯ МАТРИЦ ПОЛИМЕРНЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ УГЛЕРОДНЫМИ НАНОЧАСТИЦАМИ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В КОНСТРУКЦИЯХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Ковтунов С.С.
kovtunov.99@inbox.ru
Научный руководитель: Ф.А. Насонов, к.т.н., доцент
(Совместная магистратура «Московский авиационный институт - Шанхайский университет Цзяо Тун», Москва, Шанхай)

В данной работе рассмотрены возможности управляемого варьирования ключевых свойств конструкционных полимерных композиционных материалов. В частности, рассмотрены углепластики на основе эпоксидных связующих. Помимо специальных свойств, придающих материалам функциональность (повышенные электропроводимость, теплопроводность, радиопрозрачность, радиопоглощающие свойства и прочие), известно, что модифицирование наноразмерными частицами полимерных матриц также может существенно увеличить показатели механических свойств композиционных материалов на их основе.

Материаловедческий подход к решению проблем достижения высоких технологических и эксплуатационных качеств конструкций из полимерных композиционных материалов является одним главных при создании новых материалов [1 - 13] или совершенствовании уже созданных. Одним из типичных примеров такого подхода можно назвать, например, целевое модифицирование эпоксидных матриц и композитов на их основе. В настоящее время материаловедение и технологии новых материалов невозможно представить без нанотехнологий и наноматериалов. Нанотехнологии, микро- и наноэлектроника, инженерия наноустройств - это области науки и техники, необходимые для устойчивого развития стран с передовой экономикой. Они включают в себя совокупность средств и методов, необходимых для проектирования, разработки и производства электронных и микроэлектронных приборов, устройств и систем, для использования наносистем в вычислительных системах, средствах автоматизации для различных отраслей экономики, для инженерии медицинских наноустройств и новых систем доставки лекарств и т.д.

Одной из самых актуальных задач в современном авиастроении является снижение веса конструкции. В то же время возникает проблема, связанная с прочностью летальных аппаратов. Исходя из этого нужно внедрение в промышленность новых материалов с малым удельным весом и высоким прочностными характеристиками. Одним из наиболее уникальных наноматериалов в настоящее время являются углеродные нанотрубки (УНТ). Нанотрубки представляют из себя цилиндрические макромолекулы диаметром порядка нанометра и длиной до нескольких микрон, состоящие из одного или нескольких свернутых в трубку гексагональных графитовых слоев обычно закрытых полусферой. Полученные экспериментально нанотрубки принимают спиралевидные, клубкообразные формы вперемешку с фуллеренами и аморфным углеродом. По внешнему виду это черный порошок, который очищают химическими и механическими способами. Поразительные механические, электрические и магнитные свойства углеродных нанотрубок сделали их источником идей для сотен различных применений в науке и технике и вдохновили исследователей на поиск новых способов их модифицирования с целью получения новых заранее прогнозируемых свойств и характеристик. Углеродные нанотрубки обладают необычными электронными свойствами: треть их них имеют металлический тип проводимости, а остальные принадлежат к классу полупроводников. Углеродные

нанотрубки обладают высокой поверхностной активностью, что позволяет получить различные нанокомпозиты на их основе. Благодаря особенным сорбционным свойствам УНТ являются эффективными адсорбентами различных частиц, что, с учетом их проводящего состояния, делает возможным их применение в качестве химических и биологических сенсоров. Создание композитных систем на основе УНТ, полученных путем модифицирования нанотрубок, решит множество технологических проблем в различных областях: электронике, микросистемной технике, энергетике, инженерии, медицине и т.п. Несмотря на широкие исследования в области создания и изучения композиционных материалов на основе углеродных нанотрубок, систематизация и детализация физико-химических свойств композитов по-прежнему актуальны.

Для рассмотрения в данной статье были взяты одностенные углеродные нанотрубки (УНТ), потому как в отличие от обычных электропроводящих добавок, таких как многостенные углеродные нанотрубки, углеродные волокна и различные типы технического углерода, одностенные УНТ обеспечивают улучшение свойств материалов начиная с концентрации 0.01%. А это в свою очередь позволит значительно снизить удельный вес будущего полимерного композиционного материала. На сегодняшний день однослойные (графеновые) нанотрубки из углерода вносят огромный вклад в развитие промышленности и технологий. Эксперты прогнозируют увеличение масштабов производства нанотрубок в ближайшие несколько лет, а также понижение стоимости на них, что дает огромный спектр применения нанотрубок, а также увеличит спрос среди потребителей на мировом рынке.

В работе планируется опытное изготовление образцов из углепластиков, отпрессованных из предварительно пропитанных заготовок углеродных лент, причем композиции для пропитки должны быть приготовлены на основе эпоксидного связующего низкой вязкости (подходящей для качественной пропитки под давлением). Эпоксидное связующее планируется модифицировать различными концентрациями одностенных УНТ производства фирмы OCSiAl марки TuBall. Ряд выбранных концентраций будет таким: 0 %, 0,1 %, 0,2 %, 0,3 %, 0,5 % 1,0 %. Для улучшения диспергирования наночастиц в объеме матрицы будет применено ультразвуковое воздействие по приведенным в общедоступной литературе режимам.

Отформованные плиты будут раскроены на элементарные образцы, которые необходимо испытать на статическое растяжение, статическое сжатие, на сдвиг методом трехточечного изгиба (короткая балка) в соответствии со стандартами ASTM. После статистической обработки полученных результатов будет сделан вывод об оптимальной концентрации модифицирования и будет принято решение о необходимости проектирования и изготовления конструктивно подобного образца.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Гуняев Г.М., Каблов Е.Н., Алексашин В.М. Модифицирование конструкционных углепластиков углеродными наночастицами. Российский химический журнал. 2010. Т. 54. № 1. С. 5 - 11.

2. Насонов Ф.А., Морозов Б.Б. Новые возможности и проблемы на пути применения нанотехнологий и наномодифицированных материалов при производстве изделий авиационной техники. Труды VI международной научной конференции для молодых ученых

«Наноматериалы и нанотехнологии: проблемы и перспективы», 15 – 16 мая 2017 г., СГТУ им. Ю.А. Гагарина, 2017. С. 81 – 84.

3. Александров А.А., Насонов Ф.А. Применение наноуглекомпозитов для создания композитных авиационных агрегатов, стойких к удару молнии//В книге: 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы 19-ой Международной конференции. Москва, 2020. С. 726.-728.

4. Александров А.А. Особенности реализации технических решений по градиентному

модифицированию конструкционных углепластиков авиационных конструкций, обеспечивающих стойкость к удару молнии (с использованием иноязычных статей).В книге: XLVII Гагаринские чтения 2021. Сборник тезисов работ XLVII Международной молодёжной научной конференции. Москва, 2021. С. 1303-1304.

5. Добрянская А.Н., Аниховская Л.И., Комаров Г.В., Нуждин Г.А. Модифицирование полимерных матриц активными наноструктурами/ Наноинженерия. 2015. № 5 (47). С. 40-48.

6. Вермель В.Д., Доценко А.М., Титов С.А., Аниховская Л.И., Кладова Л.С., Ткачев А.Г., Слепов С.К., Мележик А.В. Способ диспергирования наночастиц в эпоксидной смоле/Патент на изобретение RU 2500706 C1, 10.12.2013. Заявка № 2012114992/05 от 17.04.2012.

7. Коркина А.А., Петрук Е.В., Гулмадов И.И., Ананьева Е.С. Анализ распределения углеродных нанотрубок в объеме полимерного связующего с применением программного комплекса "DG Analyzer"/ Ползуновский вестник. 2021. № 2. С. 239 - 245.

8. Долгова М.И. Возможности модифицирования термоустойчивых матриц нанонаполнителями// XL Гагаринские чтения. Научные труды Международной молодежной научной конференции в 9 томах. Москва, 7 - 11 апреля 2014 г., М.: МАТИ, 2014. Т.1.

9. Насонов Ф.А., Алексашин В.М., Мельников Д.А., Бухаров С.В. Исследование модифицирования эпоксидного связующего и углепластика на его основе стеаратом цинка/Клеи. Герметики. Технологии. 2018. № 9. С. 24 - 31.

10. Гуняев Г.М., Чурсова Л.В., Комарова О.А., Раскутин А.Е., Гуняева А.Г. Конструкционные полимерные угленанокомпозиты - новое направление материаловедения/ Все материалы. Энциклопедический справочник. 2011. № 12. С. 2 - 9.

11. Гуняев Г.М., Чурсова Л.В., Комарова О.А., Гуняева А.Г. Конструкционные углепластики, модифицированные наночастицами/ Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 277-286.

12. Гуняева А.Г., Комарова О.А. Наномодифицированный углепластик ВКУ-18 на основе ткани "Porcher" для нагруженных элементов силового набора планера/ Новости материаловедения. Наука и техника. 2013. № 5. С. 9.

13. Пыхтин А.А., Симонов-Емельянов И.Д., Михальченко К.А. Эффект повышения ударной вязкости эпоксидных композитов агломератами из наночастиц/ Российские нанотехнологии. 2018. Т. 13. № 7-8. С. 30-35.

INVESTIGATION OF THE POSSIBILITIES OF MODIFYING POLYMER CARBON FIBER MATRICES WITH CARBON NANOPARTICLES FOR USE IN THE DESIGNS OF PROMISING CIVIL AIRCRAFT

Kovtunov S.

kovtunov.99@inbox.ru

Supervisor: F. Nasonov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Moscow Aviation Institute-Shanghai Jiao Tong University, Moscow, Shanghai)

In this paper, the possibilities of controlled variation of the key properties of structural polymer composite materials are considered. In particular, carbon fiber plastics based on epoxy binders are considered. In addition to special properties that give functionality to materials (increased electrical conductivity, thermal conductivity, radio transparency, radio-absorbing properties, etc.), it is known that modification of polymer matrices by nanoscale particles can also significantly increase the mechanical properties of composite materials based on them.

УДК 62–1/-9

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ И ЭКОЛОГИЧНОСТИ МЕТАНОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ С ЛАЗЕРНОЙ СВЕЧЕЙ ЗАЖИГАНИЯ В ДВИГАТЕЛЕ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

Коновалов В.Д., Маратаев Д.А.
the_rvs@mail.ru, marataevd@mail.ru
Научный руководитель: А.В. Сочнев, к.т.н., доцент.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. Теоретическое исследование систем зажигания в двигателях внутреннего сгорания показало, что метановая установка с лазерной свечей зажигания является более надежной для поджига топливной смеси и более экологичной, поскольку концентрация вредных веществ в выхлопных газах сильно снижается. При этом мощность двигателя уменьшается, но это компенсирует лазерная свеча, ведь топливо сгорает полнее, а это обеспечивается использованием мощных множественных лазерных импульсных оптических разрядов наносекундного диапазона.

Типы систем подачи горючего подразделяются на дизельные и бензиновые. При этом каждая из них имеет множество вариаций. Всё зависит от того, как происходит впрыск топлива. А бензиновые в свою очередь ещё делятся на карбюраторные и инжекторные. Каждый вид обладает своими преимуществами и особенностями в конструкции и принципе работы.

Невзирая на то, что каждый тип имеет свою уникальность в принципе работы, главным условием для исправной эксплуатации ДВС является очень малый момент приготовления горючей смеси. Вследствие чего каждый механизм обязан работать с максимальной устойчивостью и слаженностью, поскольку любой сбой в их работе может негативно повлиять на сгорание топлива и ДВС в целом.

Чтобы обеспечить нормальные условия для функционирования ДВС, топливная система должна выполнять некоторые функции. Она предназначена не только для подачи горючей смеси в цилиндры мотора в определенном количестве (в соответствии с режимом работы), но также для его размещения и очистки.

Для правильной работы мотора, необходимо наладить 2 условия:

I) Топливо должно сгорать быстро и полностью

II) Токсичность отработанных газов не должна превышать установленные нормы.

Для решения I проблемы предлагается использовать метановое оборудование.

Метан является основным компонентом природного газа, который используется в качестве топлива в сжатом виде. Метан – самый чистый вид топлива на сегодняшний день, в метане нет ядовитых примесей (например, вредных углеводородов), в следствии чего количество выделяемых продуктов горения значительно меньше, чем при использовании бензина или дизеля. Это обусловлено тем, что соотношение между водородом и углеродом в метане значительно меньше в сравнении с бензином и дизелем (разница около 20%)

Преимущества метана относительно бензина:

- Октановое число метана — 110-120, это выше, чем у самого чистого бензина;
- Газ оказывает меньше негативного влияния на организм человека.
- Более щадящее воздействие на элементы двигателя автомобиля из-за отсутствия вредных химических веществ и примесей.
- Метан, образуя воздушно-газовую смесь, равномерно наполняет цилиндры двигателя, в результате чего он работает без дополнительных шумов и детонации.

• Воздушно-газовая смесь практически полностью сгорает в цилиндрах, поэтому образование нагара на клапанах и поршнях минимально.

• Транспорт, который работает на газе, выбрасывает в окружающую атмосферу меньше всего отработанных газов.

Конечно, также присутствуют и свои недостатки:

• Потеря мощности двигателя, примерно 10-15%

• Трудности с большими габаритами метанового баллона

Однако преимуществ намного больше, и они компенсируют недостатки.

По результатам экспериментов работы [1] на рис.1 представлены скорости сгорания газов.

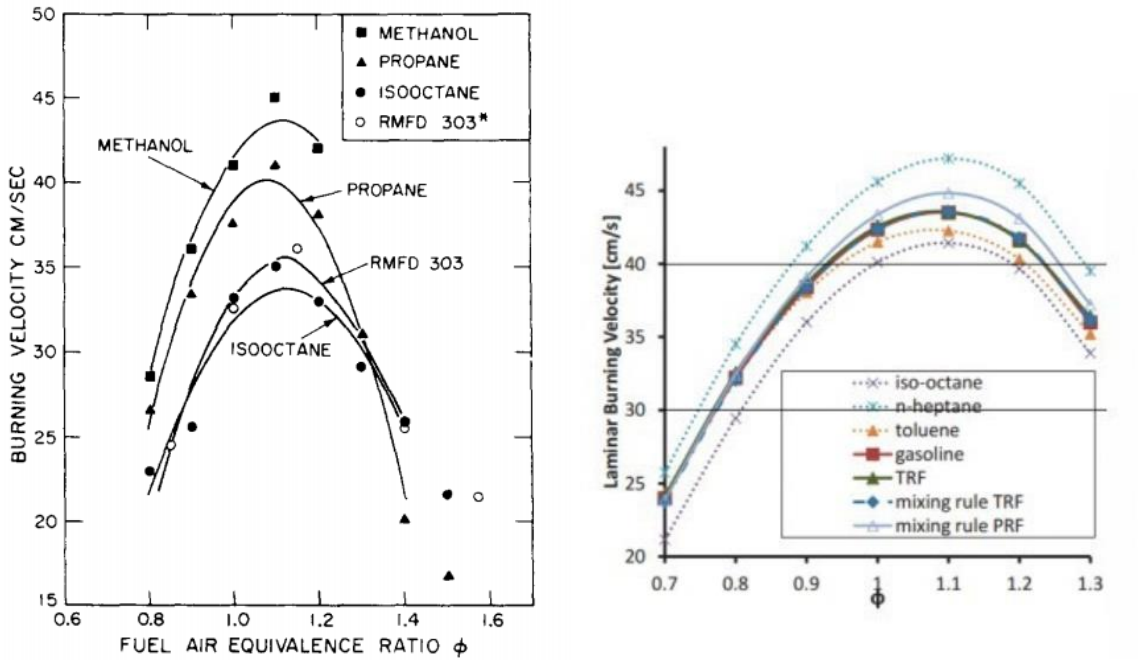


Рис. 1. Скорость сгорания газов в зависимости от коэффициента избытка воздуха

Как известно, топливо с большим октановым числом обычно горит с меньшей температурой и медленнее.

Октановое число топлива определяет его устойчивость к детонации. Чем больше это число, тем дольше топливо не взрывается при сжатии, следовательно, его можно сильнее сжать. (Таблица 1)

Таблица 1

Соотношение октанового числа и степени сжатия

Октановое число:	Степень сжатия:
92	до 10,5
95	10-12,5
98	12-14,5
102	14,5-16
109	16-18

Степень сжатия — соотношение общего объема цилиндра и рабочего объема камеры сгорания при нахождении поршня в верхней мертвой точке.

$$\varepsilon = \frac{V_1+V_2}{V_2}, \quad (1)$$

где ε - степень сжатия, а V_1 - объем камеры сгорания, V_2- рабочий объем цилиндра.

Само соотношение отражается в количестве работы, воспроизводимой двигателем автомобиля.

Конечно, чем выше степень сжатия, тем выше показатели выделяемой энергии и, как следствие, мощности (рис.2):

$$\eta_{\text{терм}} = \frac{1}{(1/\varepsilon)^{\gamma-1}}, \quad (2)$$

где $\eta_{\text{терм}}$- термический КПД (показатель эффективности расширения рабочего тела в момент сгорания), ε - степень сжатия, γ - значения некоей дискретной функции, зависящей от температуры, давления и объема воспламеняемой смеси.

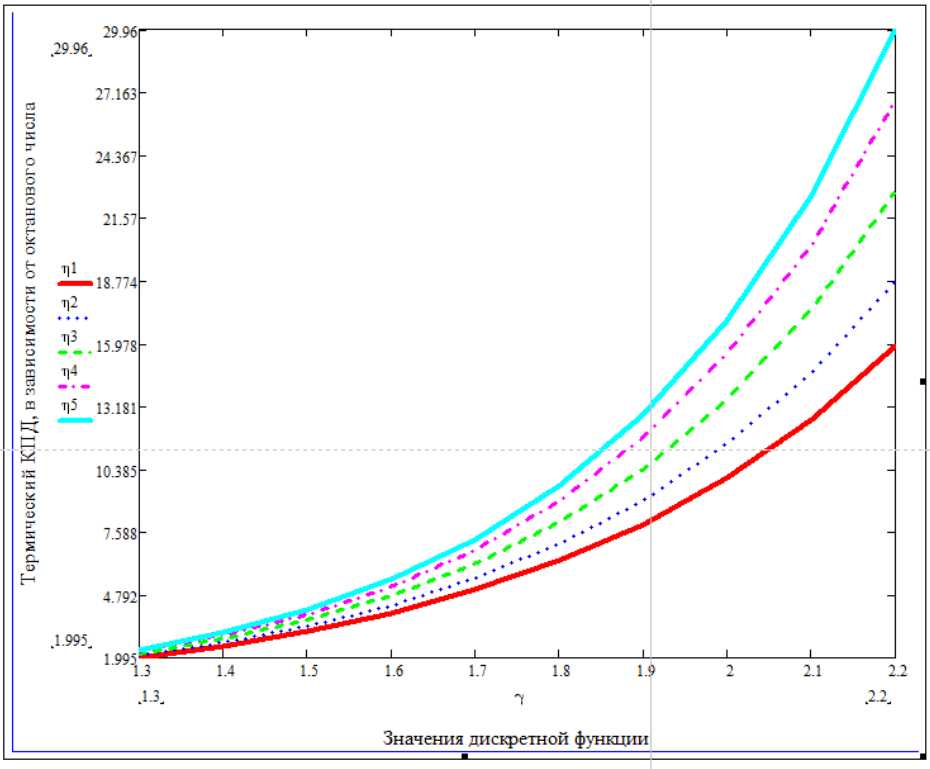


Рис. 2. Зависимость термического КПД от степени сжатия для бензина.

Таким образом можно сделать вывод, что использование бензина с большим октановым числом является приоритетным.

Однако, на практике это топливо обычно горит с меньшей температурой и медленнее. Из-за скорости горения ниже расчётной может получиться так, что на фазе выпуска через клапан вместо отработанных газов будет выпущена еще горящая смесь. Горящая смесь может оказаться и в выпускном коллекторе — тогда пострадает и он. Конструкция многих современных двигателей позволяет реализовать потенциал топлива с более высоким октановым числом без ущерба для ресурса.

При использовании метана - потери 10-15 %, что достаточно ощутимо. Такой большой показатель обуславливается тем, что плотность метана меньше, чем у бензина. (0,7168 г/см³ < 0,78 г/см³). Она влияет на γ - значение дискретной функции.

Для решения II проблемы требуется рассмотреть принцип работы свечи зажигания в ДВС.

Устройством для воспламенения топливо-воздушной смеси в тепловых двигателях является свеча зажигания. В двигателях внутреннего сгорания современных автомобилей свеча зажигания носит критический характер, поскольку является одним из первых этапов

запуска двигателя. Свеча зажигания – очередное звено механизма, содействующего стабильной работе силового агрегата.

Виды свечей зажигания:

1) Стандартные – оснащены электродом из сплава никеля. Обеспечивают эффективную работу привода и низкий расход топлива. Сплав ионной никелевой аккумуляторной свечи характеризуется высокой жизнеспособностью, а стандартно используемая в таких вариантах медная сердцевина электрода хорошо отводит тепло, а также предотвращает свечу от тепловой перегрузки. К тому же — это самая дешевая из возможных вариантов разновидность.

2) Иридиевые – это вид, в котором сейчас применяются высококачественные технические решения. Такие свечи имеют наконечник центрального электрода из сплава иридий. Применение этого металла связано с его особенностями, ибо иридий один из самых твердых металлов и характеризуется высокой устойчивостью к коррозии. Этот металл позволяет выполнять более тонкий стержень электрода – даже 0,4 мм. Это, в свою очередь влияет на уменьшение напряжения зажигания и, кроме того, улучшает распространение фронта пламени зажигания в камере сгорания. Из-за применения новейших технологий этот вид стоит дороже. Однако цену компенсирует в два раза больший срок службы.

3) Платиновые – характеризуются очень длительным периодом эксплуатации. Применяемые в центральном электроде платиновые пластины обеспечивают постоянную мощность даже в самых сложных условиях. Такой электрод более тонкий, чем стандартный. Цена платиновых свечей выше, чем у стандартных аналогов. Платиновые элементы идеально подходят для автомобилей, работающих на газе. В этом случае срок их службы даже в четыре раза выше, чему обычных.

Лазерная свеча зажигания

Как ранее говорилось, высокооктановое топливо горит медленнее, а следовательно, для правильного и полного сгорания смеси ее поджиг должен осуществляться раньше. С этой задачей легко может справиться лазерная свеча зажигания.

Разработка лазерной системы зажигания (порошковый лазер), благодаря малым размерам, может уместиться в корпусе свечи зажигания автомобиля или мотоцикла. К тому же этот лазер очень устойчив к жёстким условиям, происходящим в головке цилиндра.

Главной особенностью этих свечей является возможность длительной работы в экстремальных температурных условиях. От простой свечи лазерная отличается отсутствием искры. Здесь топливо в цилиндре поджигается концентрированными импульсами света.

Миниатюрный лазер имеет диаметр всего девять миллиметров, а длину всего одиннадцать миллиметров, что позволяет легко вписать его в корпус свечи, размерами как у обычной свечки, а действие его заключено в излучении длинной очереди пикосекундных импульсов – их бывает около 800. Одной вспышкой такого луча бензин не поджечь, но множеством – вполне реально. В лазерном пучке сконцентрированы сотни гигаватт энергии.

Ещё одно преимущество лазерной свечи, так это отсутствие электродов, которые очень мешают нормальному распространению фронта пламени в обычных свечах зажигания. Благодаря отсутствию электродов и возможностью сфокусировать лазерный импульс в центре камеры сгорания двигателя, появляется возможность добиться полного сгорания топлива. С обычной свечой такого эффекта добиться трудно, к тому же её электроды мешают симметричному распространению фронта пламени. Кроме того, для качественного сгорания важно, что с новой системой поджиг происходит намного быстрее, чем от искры, и время его можно контролировать с большой точностью.

С лазерными свечами контроль времени, за которое подается лазерный импульс, будет высокоточным.

Внутри цилиндра лазер будет выдавать два, а то и три луча, распространяющихся по глубине цилиндра, и если сосредоточить импульс в центре камеры, то произойдет полное сгорание смеси. Таким образом, ДВС с лазерной системой зажигания будет производить меньше выбросов и углекислого газа, в основном за счет полноты сгорания топлива. Топливо со свечным зажиганием от того и сгорает неполно, что свеча воспламеняет топливо лишь возле искрового промежутка. Двигатели в результате обретают более высокую экономичность и экологичность.

Таблица 2

Сравнение различных видов свечей с лазерной.
Пробивные напряжения свечей зажигания (в кВ)

Зазор в свечах зажигания в мм	Режим пуска при n в об/мин			Рабочий режим при n в об/мин			
	80	150	200	500	1000	1500	1600
0,6	12,5	13,1	13,8	9,8	9,0	5,7	5,0
1,0	13,4	13,8	14,3	11,2	10,3	7,5	6,6
1,2	13,6	14,1	14,5	12,7	11,8	9,3	8,3

По закону Пашена, уравнение для расчета пробивного напряжения в воздухе имеет вид:

$$U_{\text{пр}} = 24{,}5pd + 6{,}4(pd)^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где p - давление газа в [атм], d - расстояние между электродами в [см], U - в fffffкВ].

Кривые Пашена показаны на рис. 3 и 4.

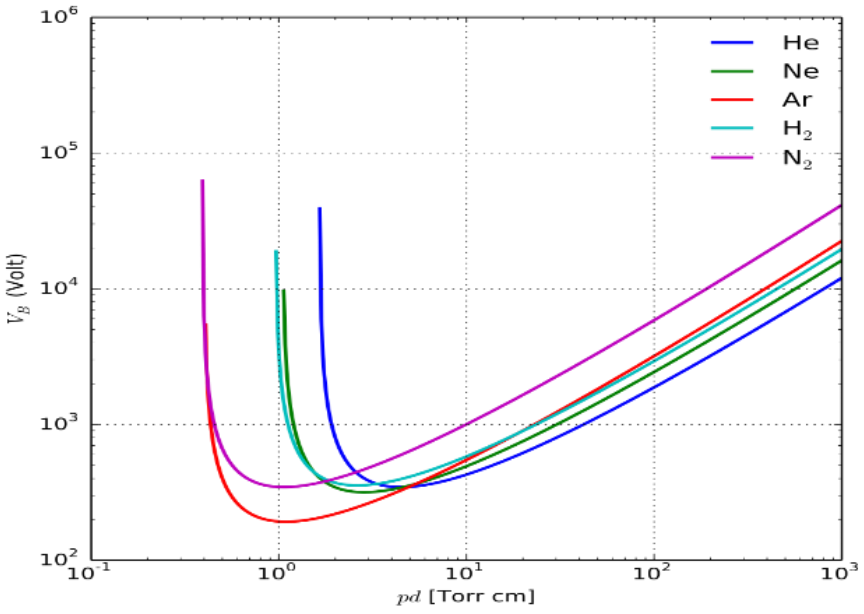


Рис. 3. Зависимость пробивного напряжения для различных газов

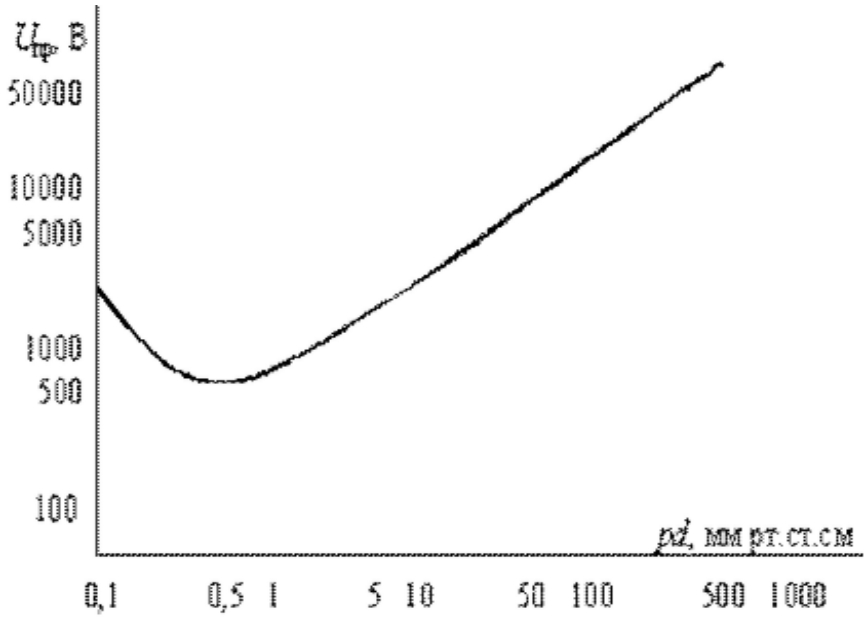


Рис. 4. Зависимость пробивного напряжения в воздухе от давления

Найдем пробивное напряжение для различного зазора в свечах зажигания:

Таблица 3

Пробивное напряжение при повышении давления

Зазор в свечах зажигания в мм	Пробивное напряжение свечей зажигания в Кв
0,6	6,489
1,0	9,951
1,2	11,914

Недостаток высокого давления не касается лазерной свечи зажигания, поскольку лазерная свеча поджигает бензин в цилиндре концентрированными импульсами света, а не искрой.

Лазерная свеча выдает сотни гигаватт энергии, что во много раз больше его аналогов.

Вывод: таким образом, использование метанового оборудования позволяет улучшить экологичность путем снижения выбросов выхлопных газов в атмосферу, а также использование лазерной свечи позволяет снизить главный недостаток ДВС на метане - повысить мощность двигателя. Введение данного оборудования в автомобильную инфраструктуру должно благоприятно повлиять на сохранение экологии в современном мире. Однако введение этой установки имеет большие начальные затраты, но в долгосрочной перспективе они окупятся за счет умеренной цены на газ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Mohamad Metghalchi. Burning Velocities of Mixtures of Air with Methanol, Isooctane, and Indolene at High Pressure and Temperature.

2. Райзер Ю.П. Лазерная искра и распространение разрядов, 1974, С. 308

3. Саттаров А.Г. Воспламенение смеси метан+воздух в двигателе внутреннего сгорания лазерным оптическим разрядом (тезисы)/ Сочнев А.В., Хафизов И.Г.// Международная молодежная научная конференция "XXI туполевские чтения (школа молодых ученых): сб. трудов – Казань, 2013. С. 291.

4. Саттаров А.Г. Воспламенение топливной смеси метан+воздух в камере двигателя внутреннего сгорания лазерным оптическим разрядом (статья)/ Сочнев А.В. Лунев А.Н.

5. Сорокин П.С. Лазерные свечи зажигания для автомобиля.

THEORETICAL STUDY OF THE EFFICIENCY AND ENVIRONMENTAL FRIENDLINESS OF METHANE EQUIPMENT WITH LASER SPARK PLUGS IN AN INTERNAL COMBUSTION ENGINE

Konovalov V., Marataev D.
the_rvs@mail.ru, marataevd@mail.ru
Scientific supervisor: A. Sochnev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor.
(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan)

Annotation. A theoretical study of ignition systems in internal combustion engines has shown that a methane installation with a laser spark plug is more reliable for igniting the fuel mixture and more environmentally friendly, since the concentration of harmful substances in the exhaust gases is greatly reduced. At the same time, the engine power decreases, but this is compensated by a laser candle, because the fuel burns more completely, and this is ensured by the use of powerful multiple laser pulsed optical discharges of the nanosecond range.

УДК 004.94, 544.6

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ОБРАБОТКИ МЕТАЛЛОВ ПАРОГАЗОВЫМ РАЗРЯДОМ

Константинова А.А.
nastya.98.ru.2014@yandex.ru
Научные руководители: З.Я. Якупов, к.ф.-м.н, доцент;
Р.К. Галимова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В данной статье рассматривается технология процесса обработки металлов парогазовым разрядом между жидким и твердым электролитами. Для оптимизации такого технологического процесса предлагается создать математическую модель на основе полученных экспериментальных данных.

В настоящее время инженеры постоянно занимаются оптимизированием уже существующих технологий с целью выявить наилучшее решение то или иной проблемы. Одной из таких технологий является обработка поверхностей металлов парогазовым разрядом. Данная технология заключается в зажигании парогазового разряда между жидким и твердым металлическим электролитами. В данном исследовании электролитом является водный раствор салициловый кислоты.

На рисунке 1 представлен технологический процесс обработки поверхности металлического изделия парогазовым разрядом между жидким и твердым электролитами.

Процессы, возникающие на границе раздела жидкий электролит - твердый металл и в разрядном промежутке во время обработки поверхностей парогазовым разрядом, представляют собой набор различных взаимосвязанных явлений, например, таких как физические, химические и электрохимические. Основными такими физико-химическими явлениями, которые определяют процесс обработки металлических поверхностей, можно назвать электрическое поле, режимы тепло- и массопереноса между обрабатываемой поверхностью металла и жидким электролитом [1-7]. При проведении эксперимента необходимо контролировать параметры парогазового разряда (напряжение разряда, силу тока в разрядном промежутке, температуру электролита и т. д.), а также следить за их постоянством.

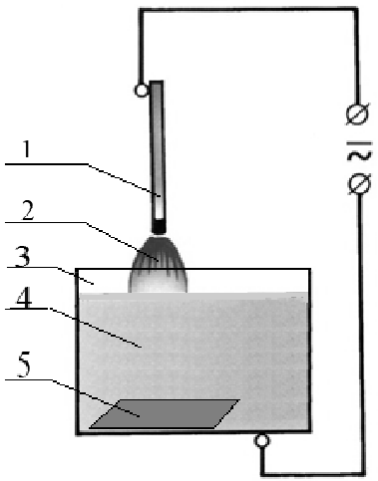


Рис. 1. Оборудование для обработки поверхности металла парогазовым разрядом;
1 – твёрдый металлический электрод; 2 – парогазовый разряд; 3 – электролитическая ячейка;
4 – электролит; 5 – металлическая деталь.

Из-за большого количества физико-химических параметров, существенно влияющих на процесс обработки детали, возникают трудности при планировании и проведении экспериментов. Соответственно, на реализацию экспериментов уходит много времени и, соответственно, ресурсов, следовательно, требуется больше денежных затрат. Поэтому необходимо оптимизировать технологию обработки металла парогазовым разрядом. Данная проблема решается с помощью математического моделирования, которое позволяет исследовать различные процессы и явления без дополнительных затрат. Математическая модель будет полезна и на стадии обработки результатов измерений, и при подготовке проведения эксперимента.

План построения математической модели обработки металлических поверхностей парогазовым разрядом представлен на рисунке 2.

Рис. 2. Этапы построения математической модели

Одна из важных стадий процесса обработки металлических изделий - это сбор экспериментальных данных и их обработка, поскольку на обработанных параметрах будет строиться будущая математическая модель. Математическое моделирование помогает специалисту восстановить пробелы при отсутствии знаний о многих факторов, влияющих на процесс обработки металлов парогазовым разрядом (продукты реакций, добавки, скорость реакций и т.д.)

Большинство ученых используют простые методы обработки экспериментальных данных. Одним из таких способов является нахождение эмпирических уравнений графическим путем [2]. Таким образом, по полученным данным измерений или по результатам алгебраического преобразования уравнений строится прямая линия.

Исследуем по отдельности каждый наиболее весомый фактор, влияющий на изменение шероховатости поверхности металлической детали.

На рисунках 1-3 представлены графики изменения шероховатости металлической поверхности (δRa) в зависимости от каждого из факторов (сила разрядного тока, температура электролита, напряжение разряда), существенно влияющих на исследуемую технологию и результаты изменения шероховатости металла.

А усредненные результаты экспериментальных данных методом наименьших модулей для фактора – время представлен на рис. 4.

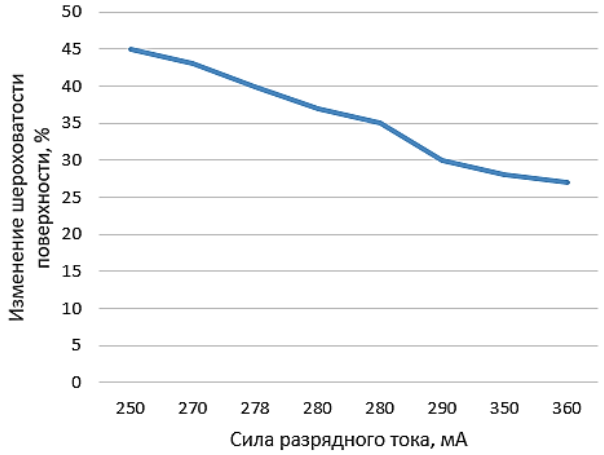


Рис. 1. Функция зависимости коэффициента шероховатости поверхности детали от силы разрядного тока

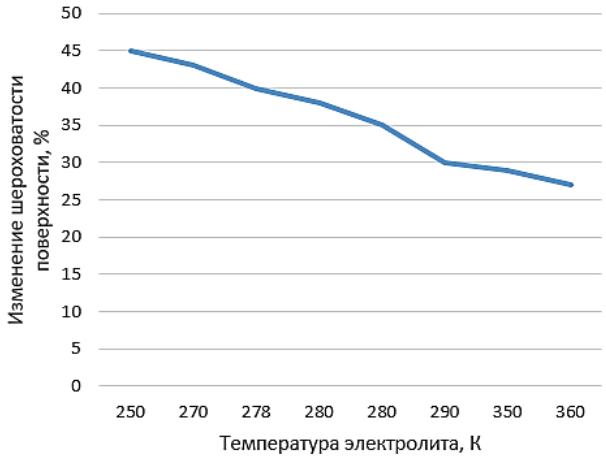


Рис. 2. Функция зависимости коэффициента шероховатости поверхности детали от температуры электролита

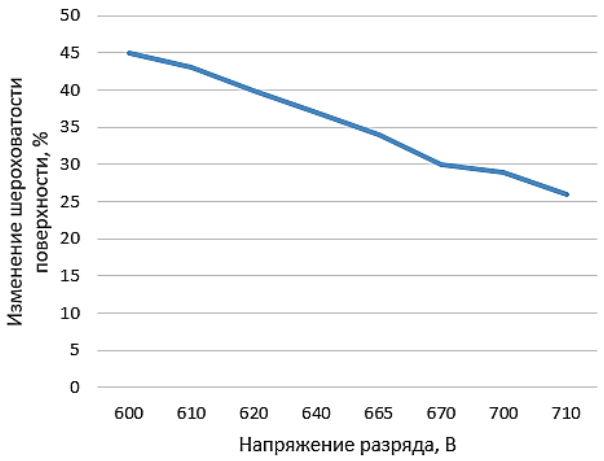


Рис. 3. Функция зависимости коэффициента шероховатости поверхности детали от напряжения разряда

Рис. 4. Функция зависимости коэффициента шероховатости поверхности детали от времени протекания процесса

Как видно на рис. 4. необходимо правильно задавать время, поскольку при продолжительном эксперименте шероховатость начинает снова ухудшаться, поэтому математическая модель позволит исследователю задать правильные значения параметров и контролировать сам процесс обработки металлических поверхностей. Также с помощью такой модели можно оптимизировать данный процесс, поскольку возможно исследовать множество случаев без потери времени и ресурсов.

Таким образом, первый этап в рамках данной статьи готов, поскольку выбраны основные параметры, влияющие на процесс обработки металлических поверхностей парогазовым разрядом. Следующим шагом будет составление математического описания. Разрабатываемые математические модели необходимы для подготовки к реальному процессу обработки металлических изделий, например, для выбора оптимального режима, экономии времени, сокращения денежных затрат и прочее.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Галимова Р. К., Якупов З. Я. Исследование технологического процесса обработки поверхностей изделий парогазовым разрядом между твердым металлическим и жидким неметаллическим электродами//Fundamental and applied sciences today: Proceedings of the Conference. North Charleston, 25 – 26.07.2013, Vol. 2 CreateSpace. 4900 LaCross Road., SC, USA 29406. Moscow: spc Academic, 2013. P. 147 – 149.

2. Галимова Р.К., Юсупова А.Р. Проблема планирования в технологическом эксперименте//Fundamental science and technology – promising developments VI: Proceedings of the Conference/ North Charleston, 1-2.12.2015, Vol.2. North Charleston, SC, USA: CreatSpace, 2015. 297 p.

3. Галимова Р.К., Зайнеев А.А. Экспериментально-статистическое моделирование технологического процесса// Fundamental science and technology – promising developments VI: Proceedings of the Conference/ North Charleston, 1-2.12.2015, Vol. 2. North Charleston, SC, USA: CreatSpace, 2015. 297 p.

4. Павлова А.А., Шакиров А.Ш., Галимова Р.К. Оценивание кислотности раствора в процессе получения золей методом наименьших модулей // Материалы VIII Международной научной молодежной школы-семинара «Математическое моделирование, численные методы и комплексы». 16-20 июля 2018 г. Отв. редактор В.Ф. Тишкин. – Саранск: СМВО, 2018. –С. 82-85.

5. Павлова А.А., Иутин Р.В., Якупов З.Я. Усреднение показателя шероховатости поверхности за время обработки детали методом наименьших квадратов // Материалы VIII Международной научной молодежной школы-семинара «Математическое моделирование, численные методы и комплексы». 16-20 июля 2018 г. Отв. редактор В.Ф. Тишкин. – Саранск: СМВО, 2018. –С. 79-81.

6. Иутин Р.В., Галимова Р.К., Якупов З.Я. Трехфакторная модель процесса уменьшения шероховатости металлических поверхностей // Материалы VIII Международной научной молодежной школы-семинара «Математическое моделирование, численные методы и комплексы». 16-20 июля 2018 г. Отв. редактор В.Ф. Тишкин. – Саранск: СМВО, 2018. –С. 61-65.

7. Галимова Р.К., Якупов З.Я. Исследование решений уравнения Лапласа в технологических процессах с использованием парогазовых разря-дов с жидкостными электродами//Журнал Средневолжского Математического Общества. 2015. Т. 17. № 1. С.135 – 139.

OPTIMIZATION OF THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF TREATMENT OF METALS BY STEAM-GAS DISCHARGE

Konstantinova A.
nastya.98.ru.2014@yandex.ru
Supervisor: Z. Yakupov, Candidate of Physico-Mathematical Sciences, associate professor;
R. Galimova, Candidate of Engineering Sciences, associate professor
(*Kazan National Research Technical University - KAI named after A.N. Tupolev, Kazan*)

This article discusses a method of metal processing using a vapor-gas discharge between liquid and solid electrolytes. It is proposed to create a mathematical model based on the obtained experimental data to optimize such a technological process.

УДК 678.8

ПРИМЕНЕНИЕ ИНФУЗИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАСТРОЕНИИ

Конюшок В.В.
youngmaevec@mail.ru
Научный руководитель: Ф.А. Насонов, к.т.н.
(Национальный Исследовательский Университет)
Московский Авиационный Институт, Москва)

В данной статье рассматриваются основные тенденции использования и развития перспективной технологии для изготовления деталей из композиционных материалов в авиастроении. Приведены данные о свойствах эпоксидных связующих для дальнейшей переработки методом VaRTM (Vacuum-Assisted Resin Transfer Molding). Было обнаружено, что температуры пресс-формы, а также давление на входе вакуумного мешка значительным образом могут улучшить качество объемной доли волокна и уменьшить пористость готового материала.

1. Сущность инфузионных методов в виде перехода от RTM к вакуумному VaRTM

В традиционном процессе RTM (Resin Transfer Molding) катализированная термореактивная смола вводится в закрытую металлическую форму, которая содержит предварительно уложенную армирующую заготовку. Ее заполняют связующим до требуемой объемной доли волокна v_f (отношение объема армирующего компонента к общему объему формируемой конструкции) с помощью закрытой металлической формы, образующую геометрию детали. Далее связующее вводится в сухое волокнистое тело преформы пока не заполнит форму, а затем частично отверждается в ней. Принципиальная схема процесса представлена на рисунке 1.

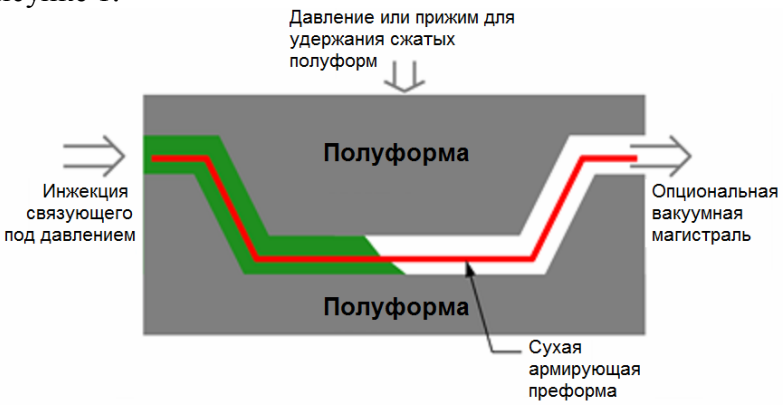


Рис.1. Схема процесса RTM [1]

Процесс RTM происходит в обычном запечатанном вакуумном мешке, который помещается в закрытую форму, чтобы уменьшить воздействие вредных летучих веществ на персонал в помещении. Однако конструкция металлической пресс-формы, состоящей из двух частей, используемой в процессе RTM, является сложной и дорогостоящей, особенно при производстве крупных деталей сложной геометрии. Исходя из вышеописанных факторов, был осуществлен переход к процессам вакуумной инфузии (VaRTM), которые распределяют связующее по телу преформы с помощью вакуума. Действительно данные технологии были разработаны как разновидность традиционного процесса RTM для снижения затрат и устранения проблем проектирования с большими металлическими формами. В процессе реализации технологии VaRTM верхняя половина обычной формы заменяется вакуумным мешком, если геометрические параметры детали позволяют это осуществить. На рисунке 2 показана обобщенная диаграмма процесса VaRTM.

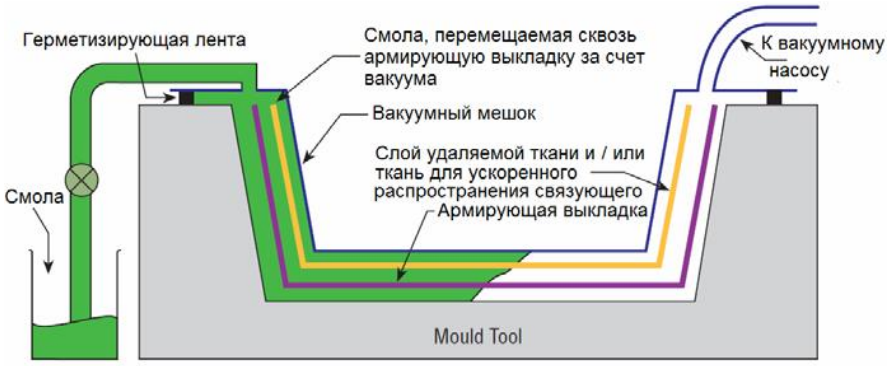


Рис.2. Схема процесса вакуумной инфузии VaRTM [1]

В первую очередь откачивается воздух. После устранения возможных остатков воздуха смола проникает в заготовку. Атмосферное давление в 1 атм обеспечивает как движущую силу смолы, достаточную для пропитки армированной преформы, так и внешнее сжимающее усилие для уплотнения преформы до тех пор, пока не будет достигнута требуемая объемная доля армирующего компонента. Проникновение связующего в преформу значительно улучшается за счет использования специальной ткани или пленки для ускорения распределения связующего. Вакуум (разряжение) поддерживается до полного затвердевания смолы. Затем деталь можно подвергнуть дополнительному отверждению при комнатной температуре или в термошкафу [1]. Наряду с преимуществами процессов VARTM, существуют также некоторые недостатки, которые затрудняют его широкое использование в производстве композитов. Для их преодоления за два десятилетия специалисты разработали и внедрили в производство композитных конструкций множество разновидностей и усовершенствований инфузионных процессов. В частности, проникновение связующего в преформу было значительно улучшено за счет использования специальной ткани или пленки для ускоренного распределения связующего, впервые разработанной и запатентованной TPI Composites. Соответствующий процесс называется процессом литья под давлением смолы Seemans (SCRIMP). Усовершенствованный и запатентованный компанией Boeing процесс контролируемой атмосферной инфузии смолы (CAPRI) представляет собой разновидность процесса SCRIMP, в котором сжатие полимеризуемого ламината и контролируемое уменьшение перепада давления (снаружи и внутри формованного композита) используются для уменьшения градиента изменения по толщине и вытеканию излишков связующего [2].

2. Связующие для переработки методом вакуумной инфузии

Связующее, которое будет переработано по VaRTM-технологии, должно обладать важной реологической характеристикой, а именно: вязкость связующего не должна превышать 0,5 Па•с при рабочей температуре переработки, что должно гарантировать обеспечение приемлемого уровня прочностных и деформационных свойств. Для

регулирования реологических свойств связующего применяют различного рода модификаторы (разбавители), которые снижают вязкость композиции. Стоит отметить, что некоторые разбавители помимо снижения вязкости, способны изменять физико-химические и физико-механические свойства отвержденной матрицы связующего. Исходя из этого отметим, что важной задачей при изготовлении связующего для VaRTM технологии является использование именно тех разбавителей, которые при строгом сохранении описанных выше свойств, смогут уменьшить вязкость вещества [3].

Так в ФГУП «ВИАМ» было разработано [4] связующее на основе эпоксидной смолы и аминного отвердителя, где для регулирования вязкости связующего был использован модификатор на основе ненасыщенной полиэфирной смолы и инициатора радикальной полимеризации. Результат представлен на рисунке 3.

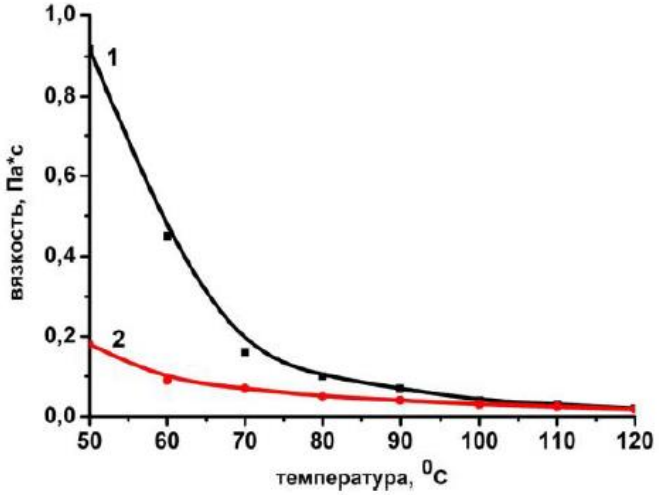


Рис.3. Зависимость вязкости исходной эпоксиаминной композиции (1) и композиции, содержащей 10 масс.ч. модификатора (2), от температуры [4]

За счет модификации по типу взаимопроникающих полимерных сеток (первая образуется по реакции радикальной полимеризации полиэфирной смолы с перекисью бензола; вторая – по реакции полиприсоединения эпоксидной смолы с аминным отвердителем) удалось добиться тех характеристик, которые позволяют его использовать в VaRTM технологии без потерь в остальных свойствах (Таблица 1).

Таблица 1

Физико-химические и упруго-прочностные свойства эпоксидного связующего [4]

Показатели	Значение показателей
Вязкость при температуре 60 ºС, Па•с	0,17
Температура стеклования T_c, ºС	154
Предел прочности при растяжении, МПа	70
Модуль упругости при растяжении, ГПа	3,4
Относительное удлинение при растяжении, %	3,0
Предел прочности при статическом изгибе, МПа	130
Модуль упругости при статическом изгибе, ГПа	3,5

В данном случае благодаря применению систем ВПС предоставляется широкие возможности для получения высокопрочных ПКМ, перерабатываемых методом вакуумной

инфузии. Это связано с тем, что при разработках новых связующих необходимо сочетать диаметрально противоположные характеристики полимерной матрицы: жесткости, прочности, пластичности и теплостойкости. Использование же ВПС позволяет получать не только новые материалы, но и справляться с многими появляющимися техническими задачами и вопросами.

Из данных, приведенных в таблице, видно, что упруго-прочностные свойства полученного эпоксидного связующего соответствуют необходимому диапазону механических характеристик, закладываемых в класс эпоксидных олигомеров. Возможным недостатком связующего может стать его малая жизнеспособность при комнатной температуре (двое суток). Это объясняется тем, что реакционная способность исходных олигомеров достаточно высока [4].

Переработка связующего способом вакуумной инфузии позволила получить образцы ПКМ со следующими свойствами (Таблица 2).

Таблица 2

Физико-механические свойства углепластика на основе исследуемых композиций [4]

Наименование свойств	Темпе-ратура испыта-ния,ºС	Опытные образцы углепластиков на основе ткани «Porcher Ind» арт. 3673	
		Немодифицированная эпоксиаминная композиция	Эпоксиаминная композиция с 10 масс.ч. модификатора
Пористость, %	20	0,3-0,5	
Прочность при Растяжении, МПа	20	1980	1960
	100	-	1918
Модуль упругости При растяжении, ГПа	20	115	135
Относительное удлинение при растяжении, %	20	1,2	1,3
Прочность при изгибе, МПа	20	1140	1420
	100	1040	1200
Прочность при межслойном сдвиге, МПа	20	57	68
	100	40	50

Анализ данных, представленных в таблице 2, следует сделать вывод: при добавлении 10 масс.ч. модификатора ТГМ-3/ПДК к эпоксиаминной композиции происходит увеличение прочностных свойств углепластика на ее основе. При этом важно отметить полученную низкую пористость углепластика, что является следствием низкой вязкости исходных эпоксиаминных композиций.

Результатом данных исследований стала разработка связующего марки ВСЭ-21 для углепластиков, получаемых способом вакуумной инфузии [5].

3. Оптимизация процессов вакуумной инфузии

Ранее уже было отмечено, что использование гибкого вакуумного мешка и вакуумного привода в технологии VaRTM делают подачу связующего к армирующему наполнителю принципиально другим в сравнении с RTM методом, где существуют положительное

давление впрыска и жесткие требования к формам изделия. Но в технологии вакуумной инфузии существует риск появления сухих пятен и пустот на изделии – явление пористости. Данное явление негативно влияет механические характеристики готовой композиционной детали. Поэтому наличие пустот из всего спектра различных дефектов, образовавшихся во время изготовления композита, является наиболее критическим дефектом снижения свойств материала. Кроме того, микропустоты, образованные при закачке связующего, способны сливаться вместе и создавать мезопустоты. Существует несколько приемов, чтобы свести к минимуму наличие пористости на этапе заполнения связующим наполнителя: применение вакуума на этапе формирования смолы; дегазация смолы в жидкой фазе перед инъекцией, позволяя связующему свободно течь по форме; перенос пузырьков воздуха и летучих веществ через вентиляционную сторону формы, управление температурой прессформы с сочетанием с регулируемым давлением по закону Дарси.

Пустотное содержание должно быть тесно связано с изменением капиллярного числа (уравнение 1), которое является произведением геометрического фактора

$$Ca^* = \left(\frac{4K}{LD}\right)\left(\frac{\Delta P}{d_r g h_c}\right), \quad (1)$$

где Ca – модифицированное капиллярное число, K – толщина потока, L – толщина преформы, D – диаметр капиллярной трубки;ΔP – давление инфузионной установки, $d_r g h_c$ - капиллярное давление

фронта потока связующего в процессе вакуумной инфузии и коэффициента перепада давления.

Таким образом, модифицированные капиллярные числа прямо пропорциональны соотношению давлений, что может послужить предварительному расчету и уменьшению пористости готового изделия.

Объемная доля волокна также связана с давлением, то есть выражение (P_{atm} -P_0) имеет место быть, если дается достаточно времени до полного уплотнения пропитанной смолой волокнистой заготовки. Эмпирическая степенная модель стационарного уплотнения представляется в следующем виде:

$$V_f = V_{f0}\,(P_{atm} - P_0)^B, \quad (2)$$

где V_{f0} и B объемная доля волокна при давлении 1 Па и индекс жесткости, соответственно

Так благодаря снижению капиллярного давления при более высоких температурах и пониженному перепаду давления между входом и выходом возможно получить низкий показатель пористости детали и, соответственно, высокий показатель объемной доли волокна. Данная модель способна оптимизировать процесс VaRTM, используемый при более низких температурах формы. Исходя из этого можно сделать вывод, что совместимость давления потока связующего и термическая составляющая значительна, и их необходимо учитывать во время проектировки потока и терморегуляции для процесса VaRTM [6].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Шевцов С.Н. Технология вакуумной инфузии в производстве композитных конструкций: проблемы и перспективы // Подготовка инженерных кадров в условиях цифровой трансформации / Сборник научных трудов, посвященный 80-летию РВПК ПАО «Роствертол» имени Б.Н. Слюсаря / Коллектив авторов. – Ростов-на-Дону: ДГТУ, 2019. – С. 118-144.

2. Song X. Vacuum Assisted Resin Transfer Molding (VARTM): Model Development and Verification // PhD thesis. Blacksburg, Virginia. - 2003. - P. 160.

3. Мухаметов Р.Р., Ахмадиева К.Р., Чурсова Л.В., Коган Д.И. Новые полимерные связующие для перспективных методов изготовления конструкционных волокнистых ПКМ //Авиационные материалы и технологии. 2011. № 2. С. 38–42.

4. Ю.И. Меркулова, Р.Р. Мухаметов Низковязкое эпоксидное связующее для переработки методом вакуумной инфузии // Авиационные материалы и технологии. 2014.№ 1. С. 39-41.

5. Меркулова Ю.И. Связующие для получения полимерных композиционных материалов способом вакуумной инфузии // - М.: .ВИАМ.. - 2016 – С. -143

6. Vishwanath R. Kedari, Basil I. Farah and Kuang-Ting Hsiao Effects of vacuum pressure, inlet pressure, and mold temperature on the void content, volume fraction of polyester/e-glass fiber composites manufactured with VARTM process // Journal of composite materials 45 (26). - 2016. – С. 2727 - 2742

APPLICATION OF INFUSION TECHNOLOGIES IN AIRCRAFT

Koniushok Vladislav

youngmaevec@mail.ru

Supervisor: F. Nasonov, Candidate of Technical Sciences

((National Research University) Moscow Aviation Institute, Moscow)

This article discusses the main trends in the use and development of a promising technology for the manufacture of parts from composite materials in aircraft construction. Data on the properties of epoxy binders for further processing by the VaRTM method (Vacuum-Assisted Resin Transfer Molding) are presented. It has been found that the temperatures of the mold as well as the pressure at the inlet of the vacuum bag can significantly improve the quality of the fiber volume fraction and reduce the porosity of the finished material.

УДК 621.791.13

СТРУКТУРА ЗОНЫ СОЕДИНЕНИЯ И МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КОМПОЗИТА ВТ1-0 + АМГ5, ПОЛУЧЕННОГО ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМАХ СВАРКИ ВЗРЫВОМ*

Королев М.П., Кузьмин Е.В.

mihakorolew@mail.ru

Научный руководитель: В.И. Лысак, д.т.н., академик РАН

(Волгоградский государственный технический университет, Волгоград)

В работе рассмотрено влияние условий взрывного нагружения и схемы сварки на структуру зоны соединения и механические свойства композита ВТ1-0+АМг5. Показано, что при равных значениях энергии, затрачиваемой на пластическую деформацию, и при схожих условиях соударения, наблюдается значительная разница в форме волнового профиля, а также в количестве и структуре зон перемешивания.

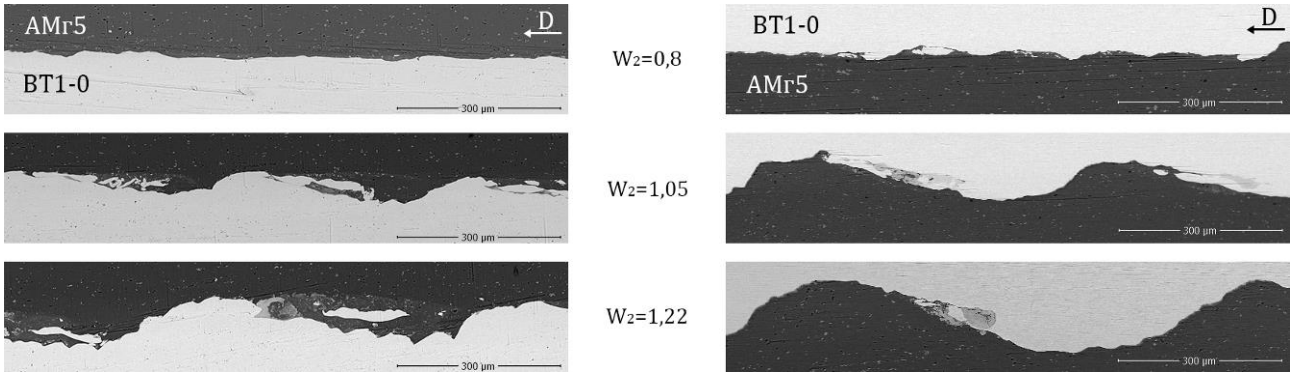
Титан ВТ1-0 и алюминиево-магниевый сплав АМг5 нашли свое применение в областях, в которых выдвигаются повышенные требования к удельной прочности и коррозионной стойкости [1]. Примерами таких областей могут служить судостроение, авиастроение и ракетно-космическое машиностроение. Соединения ВТ1-0 с АМг5 могли бы использоваться в качестве переходников для сварки плавлением, для изготовления корпусов устройств, конструктивных элементов, и т.д.

Получение сварных соединений между титаном и алюминиево-магниевым сплавом напрямую затруднено, а зачастую и невозможно, ввиду резко различающихся физико-механических свойств материалов и склонности к образованию в зоне соединения хрупких алюминидов титана [2]. В свете этого, получение сваркой взрывом соединений ВТ1-0+АМг5 представляется важной задачей, как с научной, так и с практической точки зрения. Изучение

особенностей формирования соединения таких разнородных материалов способствовало бы более полному пониманию процесса сварки взрывом.

Целью работы являлось исследование влияния схемы сварки взрывом и условий взрывного нагружения на структуру и прочность соединения ВТ1-0 + АМг5. Условно, «прямой» названа схема, при которой в качестве метаемой выступала пластина ВТ1-0, а «обратной» – та, при которой, метаемой пластиной служил АМг5. По каждой схеме было изготовлено 3 образца при 3 режимах сварки. Режимы сварки выбирались исходя из скорости детонации v_D в диапазоне 2000-2200 м/с, скорости соударения v_c, и энергии, затрачиваемой на пластическую деформацию пластин [3] W_2 = 0,8 МДж/м^2 (v_c=520 м/с); W_2 = 1,05 МДж/м^2 (v_c=588 м/с); W_2 = 1,22 МДж/м^2 (v_c=637 м/с). В качестве взрывчатого вещества выступала смесь аммонита 6ЖВ с песком в объемном соотношении 60/40. Изменение скорости соударения и энергии W_2 осуществляли путем изменения сварочного зазора. Габариты свариваемых пластин составляли 200х80 мм, толщины ВТ1-0 – 5 мм, АМг5 – 4 мм. Микроструктуру соединений исследовали посредством электронной микроскопии, испытания на отрыв слоев проводились соглано ОСТ 5.9311–78.

Исследования микроструктуры показали, что при W_2=0,8 МДж/м^2 зона соединения при обеих схемах имеет безволновой профиль с неоднородностями в виде отделившихся частиц титана и локальных зон плавления алюминия (рисунок 1). Как можно видеть, при «прямой» схеме неоднородность в зоне соединения выражена значительно сильнее, чем при «обратной», что может быть как следствием случайных факторов, например, связанных с погрешностями в сборке или неоднородностью взрывчатого вещества, так и следствием большего уровня пластических деформации в зоне соединения. Прочность соединения, полученного по «обратной» схеме, составила всего 113 МПа, в то время как соединение, полученное по «прямой» схеме имело прочность 218 МПа, из чего можно сделать предположение, что при относительно небольших энергиях W_2 неоднородная структура соединения не является негативным фактором, влияющим на прочность.



а) б)

Рис. 1 – Микроструктуры образцов: а – метаемая пластина АМг5 («обратная» схема); б – метаемая пластина ВТ1-0 («прямая» схема); D – направление детонации

При W_2 = 1,05 МДж/м^2 формируется волновой профиль, размах и длина которого для обратной схемы составляют 36,2 и 363 мкм, а для прямой – 64,5 и 492,7 мкм соответственно. Вне зависимости от схемы сварки со стороны метаемой пластины располагаются протяженные участки перемешивания. При «обратной» схеме зоны перемешивания характеризуются относительно крупными частицами титана, окруженными участками АМг5 с небольшим количеством (не более 5%) растворенного в них титана (рисунок 2). При «прямой» схеме, зоны перемешивания имеют несколько меньшую площадь и протяженность, а химический состав этих участков соответствует смеси интерметаллидов. Прочность на отрыв слоев для «обратной» схемы также оказалась сравнительно низкой – 244 МПа, когда для «прямой» она составила 305 МПа.

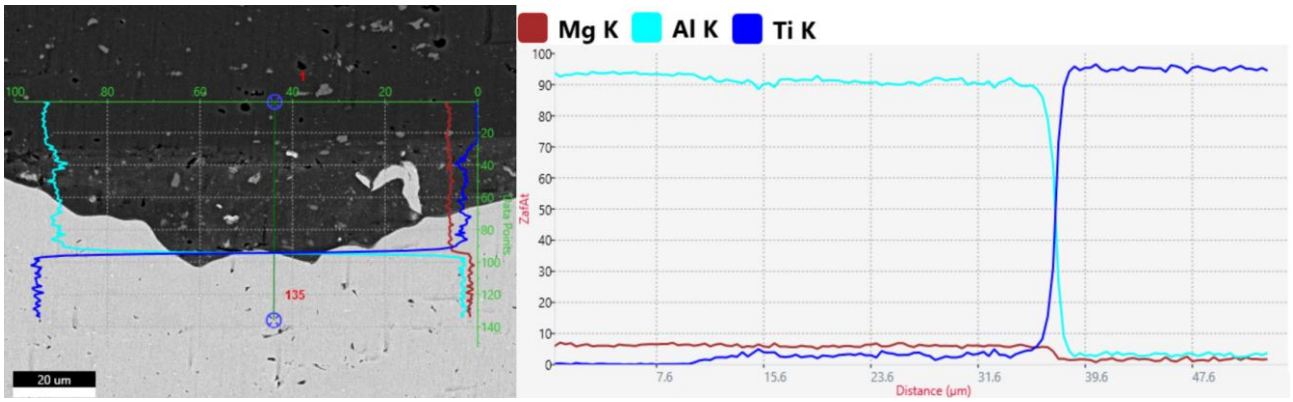


Рис. 2 – Химический состав зоны перемешивания соединения АМг5+ВТ1-0, полученного по «обратной» схеме, при энергии W_2 = 1,05 МДж/м^2

При увеличении энергии W_2 до 1,22 МДж/м^2 разница в структурах зон соединения для обеих схем сварки оказалась наиболее ярко выраженной. Так, размах и длина волнового профиля для «обратной» схемы составили 65,6 и 603 мкм, а для прямой – 121 и 744,4 мкм. Общая структура зон перемешивания в обоих случаях практически не изменилась, в то время как площадь и протяженность участков перемешивания при «обратной» схеме сварки значительно увеличилась. Кроме того, при W_2=1,22 МДж/м^2 и «обратной» схеме сварки, в зонах перемешивания появляются отдельные участки, химический состав которых соответствует алюминидам титана. При «прямой» схеме площадь и протяженность зон перемешивания увеличилась не столь значительно, однако, с увеличением энергии W_2 в этих зонах возросло количество трещин. Исследования химического состава указывают на то, что в зонах перемешивания преобладает интерметаллид TiAl (рисунок 3). Прочность соединения, полученного по «обратной» схеме составила 138 МПа, против 203 МПа при «прямой».

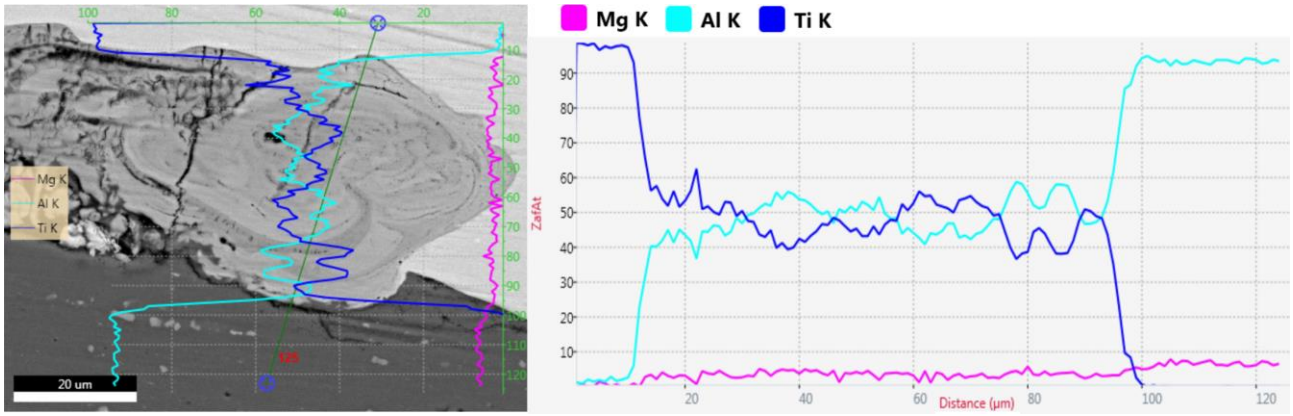


Рис. 3 – Химический состав зоны перемешивания соединения ВТ1-0+АМг5, полученного по «прямой» схеме сварки взрывом, при энергии W_2 = 1,22 МДж/м^2

Полученные результаты позволяют судить о том, что выбор оптимальной схемы сварки взрывом является важным моментом для получения качественного соединения. Показано, что выбор материала метаемой пластины может оказывать значительно влияние на процессы деформирования в приконтактной зоне, и за счет этого определять тип и количество дефектов в зоне соединения. Установлено, что при сварке титана ВТ1-0 с алюминиево-магниевым сплавом АМг5, наилучшее качество соединения с точки зрения прочности и однородности микроструктуры достигается при использовании схемы, при которой в качестве метаемой пластины выступает титан. Вместе с тем, только однородность микроструктуры и небольшое количество зон перемешивания не гарантирует высокой прочности соединения между материалами. Наибольшая прочность соединения для обеих

схем сварки получена при энергии W_2 = 1,05 МДж/м^2, что, по всей видимости, можно объяснить тем, что при данном значении W_2 в зоне соединения достигается уровень пластических деформаций, необходимый для образования соединения на большей части поверхности контакта, а выделение тепла в зоне соединения не приводит к образованию значительного количества дефектов.

*исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-00545

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Manufacturing technology and application trends of titanium clad steel plates/ H. Su, X.-B. Luo, F. Chai, et. al. // Journal of Iron and Steel Research International. 2015. № 22. P. 977-982.

2. Лысак В.И., Кузьмин С.В. Сварка взрывом. М.: Машиностроение-1, 2005. 544 с.

3. Lysak V.I., Kuzmin S.V. Energy balance during explosive welding // Journal of Materials Processing Technology. 2015. №222. P. 356–364.

JOINT ZONE STRUCTURE AND MECHANICAL PROPERTIES OF VT1-0 + AMG5 COMPOSITE OBTAINED BY VARIOUS EXPLOSION WELDING SCHEMES

Korolev M., Kuzmin E.

mihakorolew@mail.ru

(Volgograd State Technical University, Volgograd)

Two schemes of explosion welding of VT1-0 titanium with AMg5 aluminum-magnesium alloy at different welding modes are considered. It is shown that in explosion welding of titanium with an aluminum-magnesium alloy, the best quality of the joint is achieved by choosing a titanium as a flyer plate.

УДК 678.8

ВЛИЯНИЕ ТОЛЩИНЫ АДГЕЗИВНОГО СЛОЯ НА ПРОЧНОСТЬ КЛЕЕВЫХ ШВОВ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Костин В.А.

vsevolod.kostin@mail.ru

Научный руководитель: Ф.А. Насонов, к.т.н., старший преподаватель

(Совместная магистратура «Московский авиационный институт - Шанхайский университет Цзяо Тун», Москва, Шанхай)

Аннотация: Рассмотрены методы оценки влияния толщины клеевого слоя в адгезионном соединении тонкостенных композитных элементов конструкций на прочность всего соединения; дан критический анализ существующих теоретических методов прогнозирования прочности клеевых соединений. Установлено противоречие теоретических оценок влияния толщины клея на прочность с результатами экспериментов и практическим опытом применения клеевых швов композитных панелей. Выявлено, что наиболее эффективными методами прогноза несущей способности клеевых швов являются энергетические модели механики разрушения на основе учета интенсивности высвобождения энергии разрушения и формирования зоны предразрушения в адгезионном слое. В предположении определяющей роли изменения размеров и формы зоны начального разрушения в зависимости от толщины клеевого слоя сравниваются результаты прогноза прочности клеевого шва с экспериментальными данными.

Клееные конструкции экономичны, практичны и относительно просты в изготовлении и, таким образом, широко используются для соединения разнородных материалов в

различных отраслях промышленности, включая гражданское строительство, автомобильную и авиационную промышленность. Важной проблемой является оценка прочности и анализ разрушения клеевых соединений в различных областях применения. Соответственно, необходимо приложить большие усилия для определения влияния материала и геометрических параметров на несущую способность клеевых связующих конструкций, чтобы спроектировать оптимальные конструкции с соответствующими клеями для практических требований в области машиностроения [5].

Новизна предлагаемого решения заключается в том, что дан критический анализ существующих теоретических методов прогнозирования прочности клеевых соединений. Наиболее эффективными методами прогнозирования несущей способности клеевых соединений являются энергетические модели механики разрушения, основанные на интенсивности выделения энергии разрушения и формировании зоны предварительного разрушения в клеевом слое. Предполагая определяющую роль изменения размера и формы начальной зоны разрушения в зависимости от толщины клеевого слоя, результаты прогнозирования прочности клеевого соединения сравниваются с экспериментальными данными.

Актуальность данной работы обусловлена задачей необходимости более широкого внедрения клеевых соединений при использовании полимерных композиционных материалов с низким удельным весом и высокими механическими свойствами.

Широкое применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в различных отраслях промышленности стало возможным вследствие присущего им комплекса конструкционных и специальных свойств, недостигаемых в традиционных металлических материалах. Особенности композитов и специфика эксплуатации авиатехники предъявляют повышенные требования к прочности и долговечности клеевых соединений. Эффективная замена крепежных деталей клеевыми соединениями может быть достигнута только в том случае, если уровни прочности, долговечности и эксплуатационной живучести не ниже тех же свойств у механических соединений. Для клеевых соединений прочность и долговечность в значительной степени зависят от толщины клеевого слоя [6-10].

Расчетные методы оценки влияния толщины клеевого слоя на несущую способность всего соединения основаны на двух различных подходах. Первый метод основан на классических методах определения предельного состояния клеевого слоя по критериям разрушения. Она включает в себя расчет напряженно-деформированного состояния соединения различными аналитическими или численными методами.

Другой метод основан на методах механики разрушения. Подход механики разрушения предполагает нарушение целостности клеевого соединения в виде развития трещины и использует в основном энергетические критерии разрушения, такие как интенсивность энергии разрушения или критический J-интеграл. Оценка влияния толщины адгезионного слоя на прочность всего соединения в этом случае опирается на знание напряженно-деформированного состояния в области процесса, прилегающей к вершине трещины, и микромеханических моделей упругопластической деформации, которые позволяют определить локальные критерии трещиностойкости в связи с необратимыми предразрушающими процессами в вершине трещины [5].

Из опыта использования клеевых соединений как в металлических, так и в композитных конструкциях известно, что наибольшая прочность при кратковременном нагружении соответствует тонким клеевым слоям толщиной = 0,05...0,3 мм для большинства конфигураций соединений. Обычно оптимальная толщина клеевого соединения составляет около 0,2 мм, в зависимости от типа клея, геометрии и жесткости соединяемых элементов, а также типа нагрузки. Большинство исследователей экспериментально установили тенденцию к увеличению прочности (рис. 1) при низких толщинах клея до достижения максимума при оптимальной толщине склеивания с последующим значительным снижением прочности для толстых (> 0,3...0,4 мм) клеевых соединений [1].

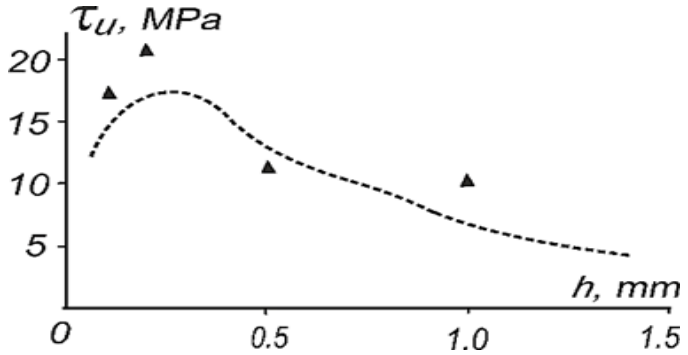


Рис.1 . Изменение прочности на сдвиг клея ВК-27 от толщины клеевого слоя (h) [18], (точки треугольника-эксперимент авторов) [1]

Основная идея методов механики разрушения, применяемых к клеевым соединениям, заключается в моделировании предельного состояния клеевого слоя путем распространения внутренних дефектов в виде продольной трещины. Для такой модели адгезионный полимерный слой разрушается с проявлением неупругих эффектов, которые связаны с притуплением вершины трещины в виде образования зоны предварительного разрушения в хрупких клеях или зоны пластической деформации в упругопластичных клеях 2a размеров [2].

Предполагается, что максимальная прочность клеевого соединения достигается, когда размер зоны предварительного разрушения соответствует толщине клеевого слоя.

Схема влияния толщины клеевого слоя на механизм разрушения клея может быть следующей (рис. 2) [3].

Глобальная прочность соединения в этом случае увеличивается с увеличением толщины клея. При $h = h_0 = 2a_p$ размер фиктивной трещины $(2_l + 2a)$ уменьшается до минимального значения, которое соответствует предельной прочности клеевого слоя $\sigma_{c\ max}$. Когда толщина клеевых слоев увеличивается до $h > h_0$, на части подложек нет геометрических ограничений, а размер зоны интенсивного выделения энергии (до разрушения), в соответствии с механикой разрушения, определяется только характеристиками трещиностойкости клея [4].

Представленная модель изменения механизмов разрушения в зависимости от геометрического параметра клеевого слоя значительно упрощена и не учитывает некоторые важные факторы – влияние жесткости соединяемых элементов, распределение напряжений по толщине слоя, микроповреждения полимерного клеевого слоя и др.

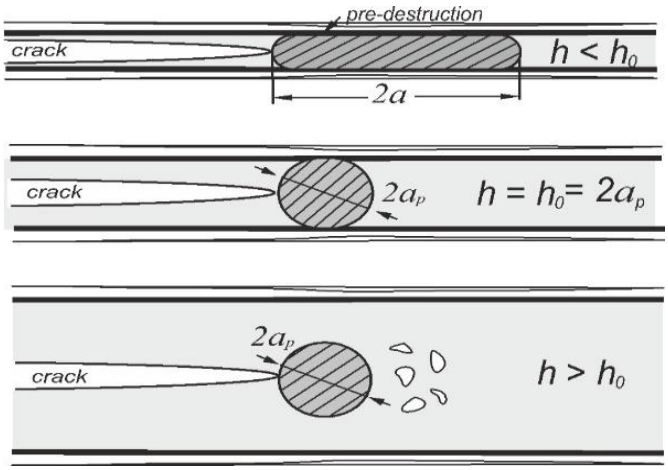


Рис. 2. Схема зоны предварительного разрушения на вершине трещины при различной толщине клеевого слоя [2]

Для оценки влияния возможности прогнозирования несущей способности клеевых соединений композитных элементов в зависимости от толщины клеевого соединения будут проведены испытания образцов клеевого соединения на прочность на разрыв (отрыв) с использованием метода определения прочностных характеристик отрыва композитных панелей авиационных конструкций. Чтобы исключить влияние жесткости склеиваемых листов, в качестве подложек будут выбраны пластины из алюминиевого сплава, толщина которых значительно превышает толщину исследуемых клеевых слоев (рис. 4) [11-14].

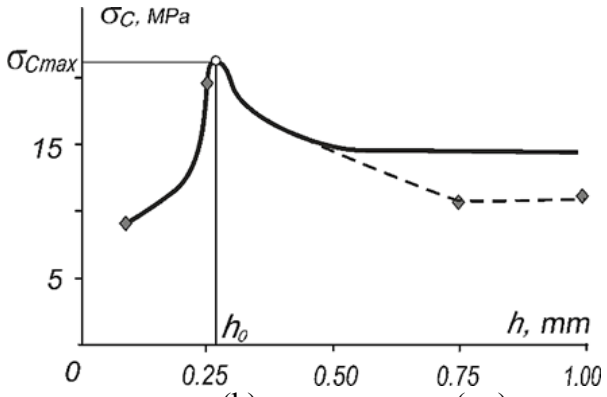


Рис. 3. Влияние толщины клеевого слоя (h) на прочность (σ_C) соединения при разделении [1]

Заключение:

Результаты испытаний на растяжение тонких клеевых соединений ($h < h_0$) полностью соответствуют прогнозу механики разрушения и подтверждают тенденцию увеличения прочности тонких соединений до толщины ≈ 0,2 ... 0,3 мм. В этом диапазоне толщин сказывается влияние соединяемых элементов (подложек) и затупленность микротрещин из-за герметичности деформации.

Пик значений прочности согласно модели приходится на толщину клея, равную размеру зоны растрескивания, но определить прочностные характеристики в этот момент экспериментально не представляется возможным, так как на практике трудно реализовать толщину клеевого слоя с точностью 0,01 мм. Для задач проектирования клеевых соединений можно положительно оценить возможность расчета оптимальной толщины клеевого слоя по характеристикам прочности и трещиностойкости клея методами механики разрушения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. V Kostin, F Nasonov and A Zinin Influence of adhesive bond line thickness on joint strength of composite aircraft structures.// Journal of Physics: Conference Series, Volume 1925, 19th International Conference "Aviation and Cosmonautics" (AviaSpace-2020), 23-27 November 2020, Moscow, Russian Federation.

2. Костин В.А., Насонов Ф.А., Зинин А.В. Исследование влияния толщины клеевой прослойки на прочностные и ресурсные показатели клеевых соединений углепластиков.// НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ XXI ВЕКА: РАЗРАБОТКА, ДИАГНОСТИКА, ИСПОЛЬЗОВАНИЕ. материалы I Международной молодёжной научной конференции. Москва, 2020. С. 178-181.

3. Костин В.А., Насонов Ф.А. Пути исследования влияния толщины клеевого слоя на прочностные показатели клеевых соединений.// Молодёжь и будущее авиации и космонавтики - 2020. Сборник аннотаций конкурсных работ. 12-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий. Москва, 2020. С. 232.

4. Костин В.А. Роль международного опыта в исследованиях влияния толщины клеевых соединений композиционных материалов на прочностные характеристики (с

использованием англоязычных источников).// XLVII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2021» Москва, 2021. с 1338.

5. da Silva L R M, Lucas F M, Öchsner A and Adams R D Handbook of Adhesion Technology 1 (Springer) 34, 2018.

6. Nasonov F A, Zinin A V, Morozov B B and Bukharov S V The increasing of effectiveness of the reinforce holes method for fasteners with composite liners. IOP Conf. Ser.-Mat. Sci. 709 044111 doi 10.1088/1757-899X/709/4/044111, 2020.

7. Naito K, Onta M and Kogo Y 2012 The effect of adhesive thickness on tensile and shear strength of polyimide adhesive. Int. J. Adhes. Adhes. 36 77 https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2012.03.007

8. Hasanvand M 2019 Optimization of laminate's single lap joints by FSDT theory. Weld. World. 48 242 https://doi.org/10.1007/s40194-019-00755-8.

9. Zhao B S, Lu Z-H and Lu Y-N 2011 Closed-form solutions for elastic stress-strain analysis in unbalanced adhesive single-lap joints considering adherend deformations and bond thickness. Int. J. Adhes. Adhes. 31 (61) 434 https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2011.03.002

10. Wang J and Zhang C 2009 Three-parameter elastic foundation model for analysis of adhesively bonded joints. Int. J. Adhes. Adhes. 29 495 https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2008.10.002

11. Sahoo, P K, Dattaguru B and Manjunatha C M 2017 Strength prediction of adhesively bonded joints using plastic zone size criterion. Procedia Engineering 173 1635 https://doi.org/10.1016/j.proeng.2016.12.259

12. Xu W and Wei Y 2013 Influence of adhesive thickness on local interface fracture and overall strength of metallic adhesive bonding structures. Int. J. Adhes. Adhes. 40 158 https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2012.07.012

13. Ikeda T, Yamashita A, Lee D and Miyazaki N 2000 Failure of a ductile adhesive layer constrained by hard adherends. J. Eng. Mater.-T. 122(1) 80 https://doi.org/10.1115/1.482769

14. Blackman B, Kinloch A, Paraschi M and Teo W 2003 Measuring the mode I adhesive fracture energy, CIC, of structural adhesive joints: the results of an International Round Robin. Int. J. Adhes. Adhes. 23 293 doi:10.1016/s0143-7496(03)00047-2

INFLUENCE OF ADHESIVE BOND LINE THICKNESS ON JOINT STRENGTH OF COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURES

Kostin Vsevolod

vsevolod.kostin@mail.ru

Supervisor: Fedor Nasonov, Candidate of Engineering Sciences, Senior Lecturer

(Moscow Aviation Institute-Shanghai Jiao Tong University, Moscow, Shanghai)

Abstract. Abstract. Methods for assessing the effect of the thickness of the adhesive layer in the adhesive joint of thin-walled composite structural elements on the strength of the entire joint are considered; a critical analysis of existing theoretical methods for predicting the strength of adhesive joints is given. The contradiction between the theoretical estimates of the effect of the adhesive thickness on the strength and the results of experiments and practical experience in the use of adhesive joints of composite panels is established. It is revealed that the most effective methods for predicting the load-bearing capacity of adhesive joints are energy models of fracture mechanics based on the intensity of the release of fracture energy and the formation of a pre-fracture zone in the adhesive layer. Assuming the determining role of changes in the size and shape of the initial fracture zone depending on the thickness of the adhesive layer, the results of the prediction of the strength of the adhesive joint are compared with experimental data.

УДК 542.86

СПОСОБ ПОЛУЧЕНИЯ ТОНКОДИСПЕРСНОГО ГРАФИТОВОГО ПОРОШКА ЭЛЕКТРОСИНТЕЗОМ НА ПЕРЕМЕННОМ ТОКЕ

Купряшов А.В.
KupryashovAndrey@yandex.ru
Научный руководитель: И.Я. Шестаков, д.т.н., профессор
(Сибирский государственный университет науки и технологий имени ак. М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск)

Разработана технология получения тонкодисперсного порошка из графита марки ГЭ электросинтезом на переменном токе. Для этого создано устройство, с разделением анодного и катодного пространства путем использования диафрагмы из дакрона. В результате получен тонкодисперсный порошок с размером частиц графита 4÷50 мкм.

В процессе эксплуатирования авиационные и аэрокосмические аппараты вдобавок к силовым воздействиям непрерывно подвержены обширному комплексу внешних физических инфлюаций разнородного вида: ионизирующие и радиоизлучения, большие перепады тепловых возмущений, вредное влияние электродинамических и гравитационных полей, геомагнитные и ионосферные факторы [1]. Поэтому создание наружного многофункционального покрытия для защиты авиационных и ракетно-космических объектов, обладающего огромным диапазоном возможностей по отражению и поглощению от внешних негативных факторов, является особо актуальной задачей в современней аэрокосмической инженерии.

На рисунке 1 представлена конструкция элемента защиты кабельной системы управления аэрокосмического объекта. На корпусе летательного аппарата установлена специальная внешняя защитная система из комплекса панелей с нанесённым на наружной стороне специальным многофункциональным покрытием, которое предназначено для защиты от внешнего негативного воздействия (электромагнитного, лазерного, ионного и радиоизлучения) на кабельную систему и электрооборудования системы управления летательного аппарата.

Рисунок 1 - Конструкция защиты кабельной системы управления аэрокосмического объекта

Современное многофункциональное аэрокосмическое покрытие имеет сложный состав. Оно состоит из нескольких основных компонентов [2]: высокомолекулярная полимерная основа, дисперсный наполнитель, отвердитель и комплекс дополнительных веществ, необходимых для осуществления возможности напыления.

Важной проблемой при производстве мультифункциональных покрытий сегодня является разнородность частиц основного компонента. Роль формы и размера наполнителей для распределения и седиментации в полимерном композите очень значима для получения покрытий с заданными качественными и функциональными характеристиками [3, 4]. Равномерное распределение частиц наполнителя в полимерном композите определяется их склонностью к агломерации и седиментации.

Установлено, что влияние плотности и площади поверхности частиц дисперсного наполнителя оказывает значительное влияние на дисперсию внутри композиционной матрицы покрытия.

Широко применяемый в составе покрытий авиационной и ракетно-космической технике дисперсный наполнитель - графитовый порошок. Основным способом получения наполнителей из графитового порошка в настоящее время является измельчение - это процесс уменьшения размеров частиц твердого тела до требуемых размеров путём механического воздействия. Основные механические методы: тонкое точение, виброизмельчение, струйное измельчение и виброистирание.

Известно, что степень агрегации и седиментации полимерного покрытия всегда определяется относительной величиной сил притяжения частиц наполнителя [5, 6]. Неоднородность частиц графитового порошка, полученного механическим измельчением, приводит к существенному технологическому недостатку – получение покрытий с существенно повышенной плотностью: вместо заданного предела значение удельной плотности значительно выше [7, 8]. При строго заданной толщине покрытия это приводит к получению большей массы напыляемых слоёв покрытия, а, следовательно, и лишней массе изготавливаемого изделия. Известно несколько возможных причин сложившейся проблемы: получение дефектов при производстве и нарушение технологического процесса при изготовлении наполнителя [9], неправильные условия транспортировки, ошибки лаборантов химического анализа при смешивании компонентов, недостаточный контроль при образовании полимерной смеси композиции.

С учётом того, что без повреждений корпуса излишки многофункционального покрытия практически невозможно удалить с поверхности изделия, это приводит к ряду проблем: лишние затраты на выведения летательного аппарата, увеличение дополнительного объёма топлива, снижение уровня прогнозирования поведения объекта в атмосфере, возможное изменение траектории движения.

Сложившиеся недостатки могут быть частично устранены путём использования в качестве основного компонента покрытия дисперсного углеродного наполнителя [10], изготовленного на основе графита с гексагональной кристаллической структурой.

Графитовый порошок получен электрохимическим методом – анодным окислением природного кристаллического малозольного графита марки ГЭ. Основные физико-химические характеристики и свойства графита марки ГЭ [11] представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные физико-химические характеристики и свойства графита марки ГЭ

Параметр	Значение
Массовая доля золы, не более %	0,5
Плотность, г/см^3	1,45
Коэффициент теплопроводности, Вт/м·К	95
Удельное электросопротивление, мкОм·м, не более	16
Предел прочности при изгибе, МПа, не менее	4,9
Класс опасности по ГОСТ 12.1.007	4 (малоопасное)

Для получения графитового порошка было создано устройство, принципиальная схема которого представлена на рисунке 2. Установка состоит из цилиндрического фторопластового корпуса (1), внутри которого размещены электроды: катод – цилиндрический из нержавеющей стали (2), анод - графитовый электрод марки ГЭ (3). Между электродами установлена цилиндрическая пластиковая перфорированная ёмкость (4), наружная поверхность которой обтянута дакроном (5), выполняющая роль диафрагмы. На пластиковой крышке (6) установлены токоподводы (7) и анод (3). В качестве рабочей среды используется водопроводная вода комнатной температуры [12].

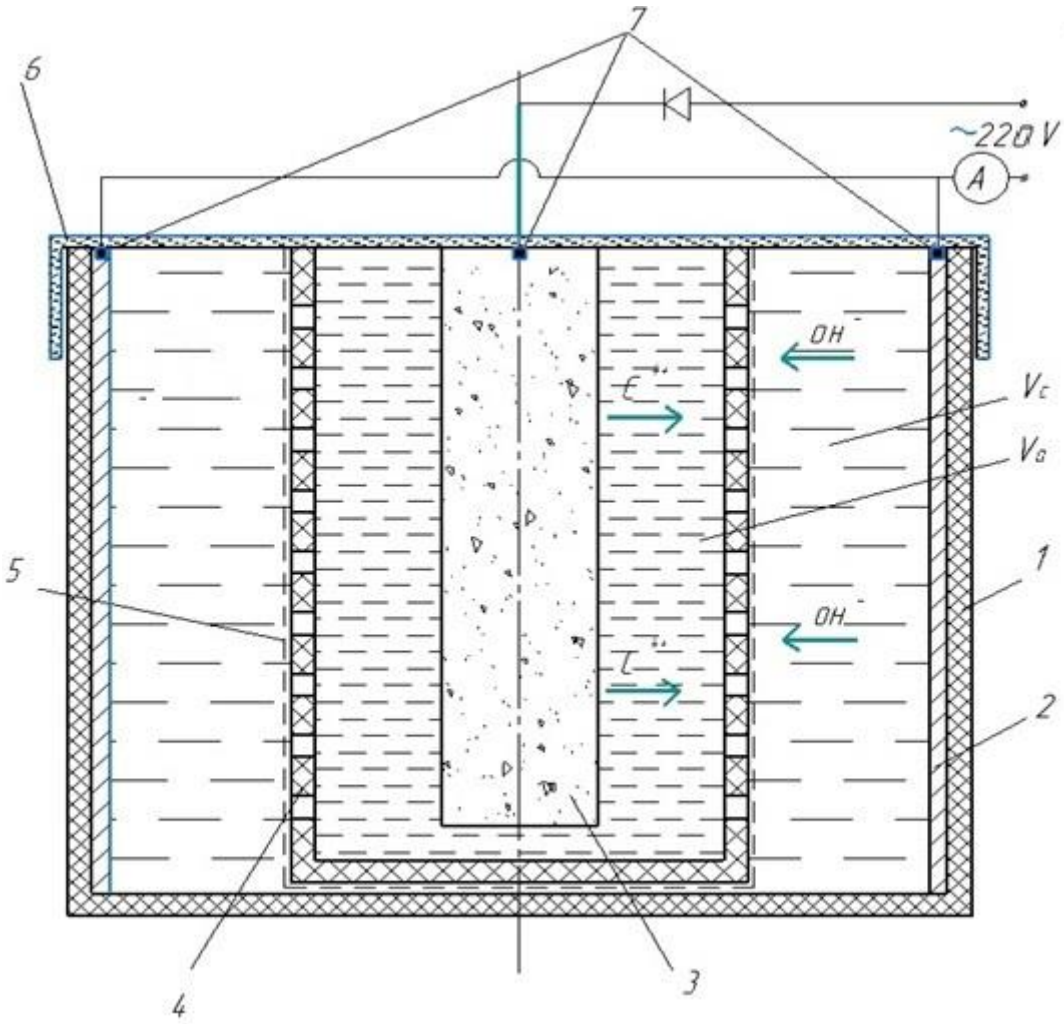


Рисунок 2 - Принципиальная схема устройства:
1 – корпус из фторопласта; 2 – катод из нержавеющей стали; 3 – анод из графита;
4 – цилиндрическая перфорированная ёмкость; 5 – диафрагма из дакрона;
6 – пластиковая крышка; 7 – токоподводы; Vc – объём прикатодного пространства;
Va – объём прианодного пространства

На анод и катод подавалось переменное напряжение 220 В. В цепь перед анодом подключен диод, а в цепь с катодом подключается амперметр для контролирования значения силы тока. Сила тока в начале эксперимента составляла 0,42 А. В течение эксперимента сила тока постепенно снижалась, достигнув минимального значения 0,29 А, но после возрастания электропроводности электролита сила тока начинает незначительно возрастать. На рисунке 3 представлен график изменения силы тока во время эксперимента.

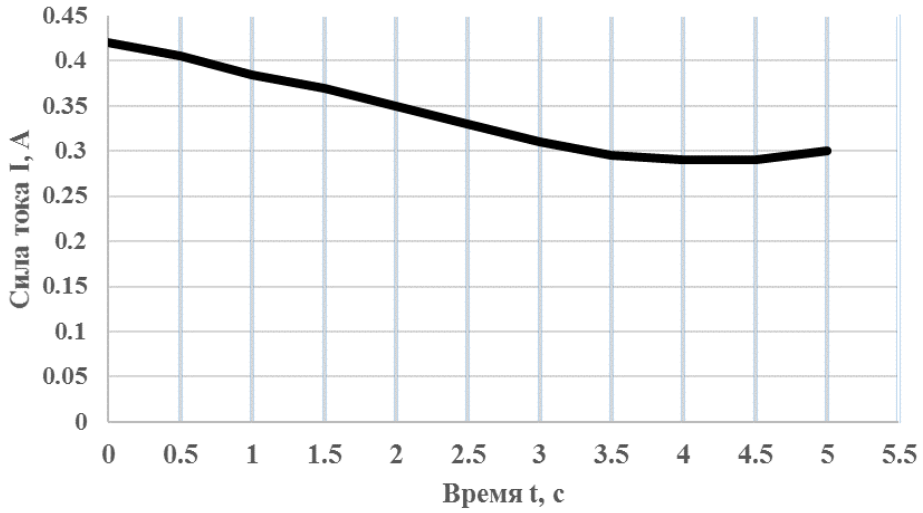


Рисунок 3 – Изменение силы тока

После пяти минут эксперимента, подача питания на экспериментальную установку прекращалась. После окончания электрохимического процесса получены растворы – анолит и католит. Анолит с графитовым осадком пропускаем через специальное фильтрующее устройство, основой которого служит химическая коническая воронка и несколько слоёв фильтровальной бумаги, в результате на фильтре остаётся частицы тонкодисперсного графитового порошка.

После промывки дистиллированной водой и высушивания получен готовый продукт – тонкодисперсный графитовый порошок (рисунок 4).

Рисунок 4 – Полученный продукт – тонкодисперсный графитовый порошок

Исследование графитового порошка проводилось с помощью видеоизмерительного прибора лазерного принципа действия TESA-VISIO 300GL с возможностью увеличения до 0,001 мм. На рисунке 5 представлен интерфейс исследования размеров частиц измерительной программы, с помощью которого были определены габаритные характеристики полученных частиц.

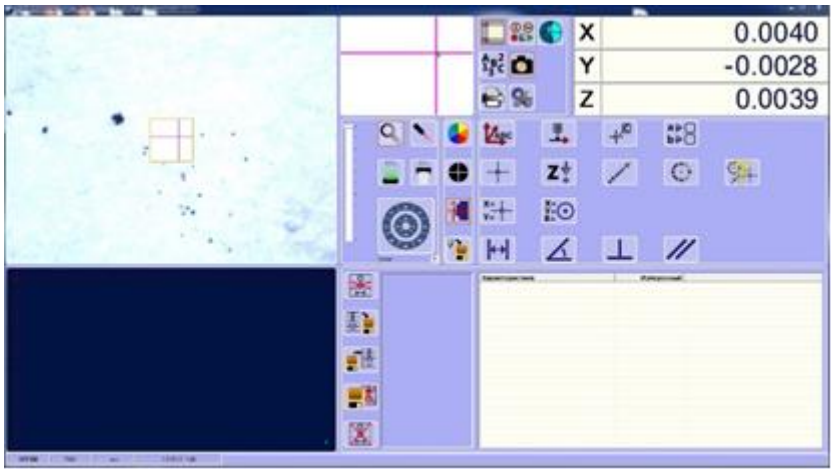


Рисунок 5 – Интерфейс процесса исследования размера полученных частиц

Из рисунка 5 видно частицу порошка с *3D*-размерами частиц: 0,004 мм×0,0028 мм×0,0039 мм. Результатом эксперимента, является получение 0,0151 г графитового порошка с диапазоном размеров частиц 0,004÷0,06 мм. Удельные энергозатраты составили 1453 кДж/г (1002 кДж/см3).

Вследствие такого диапазона размеров частиц графитового порошка, многофункциональное покрытие будет иметь равномерную однородную структуру, без разности в плотности частиц и с заданной степенью седиментации, так как частицы плотно связаны друг с другом.

Равномерная однородная структура частиц графитового порошка способствует созданию ровной поверхности нанесенных слоёв многофункционального покрытия с заданной плотностью и толщиной.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Купряшов А.В. Современные многофункциональные покрытия ракетно-космической техники на базе синтетических смол (обзор) // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. – 2021. - № 4. – С.29-34.

2. The reuse of red brick powder as a filler in styrene-butadiene rubber / Tang D., Zhang X., Hu S., Liu X., Ren X., Hu J., Feng Y. // Journal of Cleaner Production. 2020. Vol. 261. Article number 120966.

3. Stability of co-existing ZnO and TiO_2 nanomaterials in natural water: Aggregation and sedimentation mechanisms. / Fang J., Shijirbaatar A., Lin D.-H., Wang D.-J., Shen B., Sun P.-D., Zhou Z.-Q. // Chemosphere. 2017. Vol. 184. P. 1125-1133.

4. Influence of (photo)bromination on the transformation, aggregation and sedimentation of graphene oxide / Li Y., Zhang M., Hao R., Wang H., He X., Du T., Yang X., Wang Y. Chemical Engineering Journal. 2019. Vol. 355. P. 487-497.

5. Adsorption, aggregation and sedimentation of titanium dioxide nanoparticles and nanotubes in the presence of different sources of humic acids / Zhao T., Fang M., Tang Z., Zhao X., Wu F., Giesy J.P. // Science of The Total Environment. 2019. Vol. 692. P. 660-668.

6. Samal S. Effect of shape and size of filler particle on the aggregation and sedimentation behavior of the polymer composite // Powder Technology. 2020. Vol. 366. P. 43-51.

7. The effect of titanium carbide particles on microstructure and mechanical properties of copper/graphite composites prepared by flake powder metallurgy route / Ankit, Kumar V., Mishra A., Mohan S., Singh K.K., Mohan A. // Journal Materials today: Proceedings. 2020. Vol. 26. P. 1140-1144.

8. Secondary particle size determining sedimentation and adsorption kinetics of titanate-based materials for ammonia nitrogen and methylene blue removal / Zhang W., Huo C., Hou B., Lin C., Yan X., Feng J., Yan W. // Journal of Molecular Liquids. 2021. Article number 117026.

9. Unique liquid-to-solid transition of carbon filler filled polystyrene melts / Song Y., Zeng L., Zheng Q. // Composites Science and Technology. 2017. Vol. 147. P. 39-44.

10. Купряшов А.В., Шестаков И.Я. Использование углеродного наполнителя в качестве основного компонента многофункциональных материалов и покрытий в ракетно-космической технике // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2021. Т. 17. - № 6(198). – С. 282-288.

11. Капленко О.Г., Гурин И.В., Яковицкая Т.С. Чистота графитовых и углеродных композиционных материалов // Вопросы атомной науки и техники. Физика радиационных повреждений и радиационное материаловедение. - 2011. - № 2 (97). - С.132-136.

12. Купряшов А.В., Шестаков И.Я. Получение мелкодисперсного графитового порошка электросинтезом на переменном токе // Наукоёмкие технологии в машиностроении. - 2021. - № 6 (120). - С. 42-48. - DOI: 10.30987/2223-4608-2021-6-42-48.

METHOD OF OBTAINING OF FINE DISPERSED GRAPHITE POWDER BY ALTERNATING CURRENT ELECTROSYNTHESIS

Kupriashov A.
KupryashovAndrey@yandex.ru
Supervisor: I. Shestakov, Doctor of Engineering Sciences, Professor
(Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk)

The authors have developed a technology for obtaining a fine dispersed powder from graphite of the GE brand by electrosynthesis on alternating current. For this, researchers have created a device with the separation of the anode and cathode spaces by using a Dacron diaphragm. As a result, a fine dispersed powder with a graphite particle size of 4÷50 microns was obtained.

УДК 533.662

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ИЗ ЛИТИЙ-АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Курганенко В.С.
vik_k99@bk.ru
Научный руководитель: Н.В. Левшонков, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: В работе рассматривается проектирование лопасти несущего винта. Известны конструктивные решения по проектированию лопасти несущего винта из металлов, и композиционных материалов. Предлагается проектирование лопасти несущего винта из алюминий-литиевых сплавов. Ожидается результат уменьшение веса лопасти.

Введение: Лопасти несущего винта вертолета должны быть сконструированы таким образом, чтобы они создавали необходимую подъемную силу, выдерживали все нагрузки и имели запас прочности для случаев, предусмотренных разделами C и D АП-27, и могли использоваться в полете и во время обслуживания вертолета на земле (например, сильные порывы ветра, поднимающийся воздушный поток, резкие маневры, обледенение лопастей, невозможность повернуть винт после запуска двигателя и т. д.).

Лопасть несущего винта работает в очень сложных условиях. На нее действуют аэродинамические силы, действующие при изгибе, кручении и разрушении. Кроме того, существуют факторы, которые увеличивают нагрузку на лопасть, поэтому лопасть делают достаточно прочной.

В сложных погодных условиях работа лопасти становится еще более сложной. Например, капли дождя, падающие на лопасть на высокой скорости, сбивают с нее краску. Когда происходит обледенение, на лопасти образуется ледяные наросты, искажающий профиль, влияющие на маховое движение лопасти и увеличивая ее вес. Если вертолет хранится на земле, резкие перепады температуры, влажность и действия солнечного света губительны для лопасти.

Моделирование и численные исследования лопасти несущего винта.

Аэродинамический расчет лопасти несущего винта.

Для проведения аэродинамического выбраны геометрия лопасти и основные характеристики проектируемого вертолета.

Исходные данные для расчета можно представить в следующем виде.

Геометрия лопасти (Рис.1.).

$\overline{r}$	0…..1
$\overline{c}$,%	15
Профиль	23015

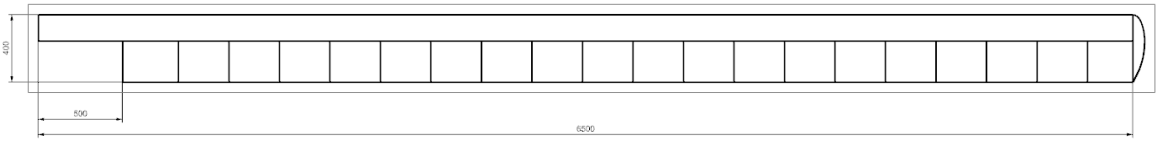


Рисунок 1. Геометрия лопасти.

Характеристики вертолета (табл.1).

Таблица 1

Характеристики вертолета

Взлетный вес	Мощность двигателя	Диаметр НВ	Коэффициент заполнения	Окружная скорость	Сужение лопасти	Кол-во лопастей
G, (кг)	L, (кВт)	R, (м)	σ	U=ωR (м/с)	η	K
3500	2×298	14,5	0,0527	187	1	3

Определение геометрической крутки лопасти

На первом этапе расчета определяется геометрическая крутка лопасти несущего винта. Согласно Прототипу, геометрическая крутка равна 6 градусов. (Таблица 2)

Таблица 2

$\bar{r}$	0,25	0,30	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	1,00
$\Delta\varphi_e^{\circ}$	0,00	-0,40	-1,20	-2,00	-2,80	-3,60	-4,40	-5,20	-6,00
$\Delta\varphi_e^{\circ}$	3,60	3,20	2,40	1,60	0,80	0,00	-0,80	-1,60	-2,40

Перед началом расчетов выбираем высоту висения вертолета (Н), чтобы определить плотность воздуха (ρ), барометрическое давление (р), скорость звука (a).

Геометрическая высота Н = 0 м;

Барометрическое давление р = 101,325 $\frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$;

Плотность воздуха ρ = 1,225$\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$;

Скорость звук a = 340 $\frac{\text{м}}{\text{с}}$;

Найдем радиус лопасти:

R = $\frac{D}{2} = \frac{14,5}{2}$ = 7,25 м;

Найдем угловую скорость:

ω= $\frac{V}{R} = \frac{187}{7,25}$ = 25,79 рад/с;

Найдем абсолютный радиус: где $r_{абслют.} = r_{относ.} * R_{\text{Н.В}}$,

где $_{о}r_{тнос.}$=0,25÷1 – относительный радиус, $R_{\text{Н.В}}$-радиус лопасти.

Далее был произведен расчет лопасти для следующих углов установки (φ_7°) = 10,11,12,13,14,15 градусов при $\overline{r} = 0,7$. Сравнивая все расчеты, наиболее нагруженный случай является при угле установки лопасти равным 15°. В дальнейшем расчет продолжаем по таблице 3.

Таблица 3

Расчет для установки лопасти $\varphi_7^{\circ} = 15^{\circ}$

$r_{\text{относ.}}$	0,25	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$r_{\text{абсолют.}}$	1,81	2,17	2,90	3,62	4,35	5,07	5,80	6,52	7,25
φ_e°	18,60	18,20	17,40	16,60	15,80	15,00	14,20	13,40	12,60
φ_e , рад.	0,32	0,31	0,30	0,29	0,27	0,26	0,24	0,23	0,22
$C_{y\,\text{анс}}^{\alpha}$	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60
M	0,13	0,16	0,22	0,27	0,33	0,38	0,44	0,49	0,55
$C_{y\,\text{асж}}^{\alpha}$	5,65	5,67	5,74	5,82	5,93	6,06	6,23	6,44	6,70
v_{1b}	0,03	0,04	0,05	0,05	0,06	0,06	0,07	0,07	0,07
β_e°	9,03	8,37	7,37	6,62	6,03	5,55	5,15	4,81	4,52
α_e° в градусах	9,56	9,82	10,02	9,97	9,76	9,44	9,04	8,58	8,07
C_{y_α}	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,76	0,76	0,76	0,69
C_{x_α}	0,05	0,051	0,05	0,05	0,05	0,04	0,04	0,04	0,03
V=ω*$r_{абсолют}$	46,75	56,10	74,80	93,50	112,20	130,90	149,60	168,30	187,00
C_y	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82	0,75	0,75	0,75	0,68
C_x	-0,08	-0,09	-0,09	-0,09	-0,09	-0,08	-0,07	-0,06	-0,05
X	-46,91	-70,42	-129,28	-200,38	-279,07	-339,07	-413,89	-481,72	-508,32
Y	442,7	637,3	1132,5	1769,7	2549,5	3177,9	4153,7	5261,1	5898,6
t_x	96,76	132,13	215,28	313,53	425,61	494,93	617,62	750,55	790,56
t_y	434,6	627,4	1119,3	1753,2	2529,2	3157,4	4128,3	5229,5	5867,4

Далее находим: погонную центробежную силу (f_z), момент от погонной центробежной силы ($\text{M}_{\text{x}}(f_z)$), момент от погонной подъемной силы ($\text{M}_{\text{x}}(t_y)$), момент от погонной центробежной силы относительной горизонтального шарнира ($\text{M}_{\text{x}}(f_z)$), момент от погонной подъемной силы относительно горизонтального шарнира ($\text{M}_{\text{x}}(t_y)$).

Полученные расчеты сведем в таблицу 4, и сделаем итоговую таблицу 5.

Таблица 4

$r_{\text{относ.}}$	$r_{\text{абсолют.}}$	z	y	m, кг	f_z, Н/м	$M_z(f_z)$	$M_z(f_z)$ относительно Г.Ш.
0,25	1,81	1,81	0,15	11,77	14142,17	-17465,94	192245,15
0,30	2,18	2,17	0,18	11,77	16970,61	-16947,15	186605,96
0,40	2,90	2,89	0,24	11,77	22627,48	-15563,71	172251,66
0,50	3,63	3,61	0,31	11,77	28284,34	-13834,41	153796,12
0,60	4,35	4,33	0,37	11,77	33941,21	-11759,24	131239,36
0,70	5,08	5,06	0,43	11,77	39598,08	-9338,22	104581,36
0,80	5,80	5,78	0,49	11,77	45254,95	-6571,34	73822,14
0,90	6,53	6,50	0,55	11,77	50911,82	-3458,60	38961,68
1,00	7,25	7,22	0,61	11,77	56568,69	0	0

Таблица 5

$r_{\text{относ.}}$	0,25	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$r_{\text{абсолют.}}$	1,81	2,17	2,90	3,62	4,35	5,07	5,80	6,52	7,25
φ_e°	18,60	18,20	17,40	16,60	15,80	15,00	14,20	13,40	12,60
φ_e , рад.	0,32	0,31	0,30	0,29	0,27	0,26	0,24	0,23	0,22
$C_{y\,\text{анс}}^{\alpha}$	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60	5,60
M	0,13	0,16	0,22	0,27	0,33	0,38	0,44	0,49	0,55
$C_{y\,\text{асж}}^{\alpha}$	5,65	5,67	5,74	5,82	5,93	6,06	6,23	6,44	6,70
v_{1b}	0,03	0,04	0,05	0,05	0,06	0,06	0,07	0,07	0,07
β_e°	9,03	8,37	7,37	6,62	6,03	5,55	5,15	4,81	4,52
α_e° в градусах	9,56	9,82	10,02	9,97	9,76	9,44	9,04	8,58	8,07
C_{y_α}	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,76	0,76	0,76	0,69
C_{x_α}	0,05	0,051	0,05	0,05	0,05	0,04	0,04	0,04	0,03
V=ω*$r_{абсолют}$	46,75	56,10	74,80	93,50	112,20	130,90	149,60	168,30	187,00
C_y	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82	0,75	0,75	0,75	0,68
C_x	-0,08	-0,09	-0,09	-0,09	-0,09	-0,08	-0,07	-0,06	-0,05
X	-46,91	-70,42	-129,28	-200,38	-279,07	-339,07	-413,89	-481,72	-508,32
Y	442,7	637,3	1132,5	1769,7	2549,5	3177,9	4153,7	5261,1	5898,6
t_x	96,76	132,13	215,28	313,53	425,61	494,93	617,62	750,55	790,56
t_y	434,6	627,4	1119,3	1753,2	2529,2	3157,4	4128,3	5229,5	5867,4
$M_x(t_y)$	17471,3	17243,8	16432,3	15161,1	13327,5	11038,3	8045,3	4253,9	0
$M_x(t_y)$ относительно Г.Ш.	20134,7	-21181	18908,6	-23738	14937,2	-28214	7861,25	-37434	0

Из проделанных выше расчетов получили итоговые значения нагрузок ty,tx,fz.

Полученные нагрузки приложим к построенной 3D модели лопасти для проведения прочностного расчета в программном комплексе Siemens NX.

Разработка модели лопасти несущего винта и проведения прочностного расчета в программном комплексе Siemens NX.

Была построена упрощенная модель лопасти (Рис.2), в которой были взяты только основные элементы, такие как: лонжерон и хвостовая часть которая состоит из обшивок и нервюр.

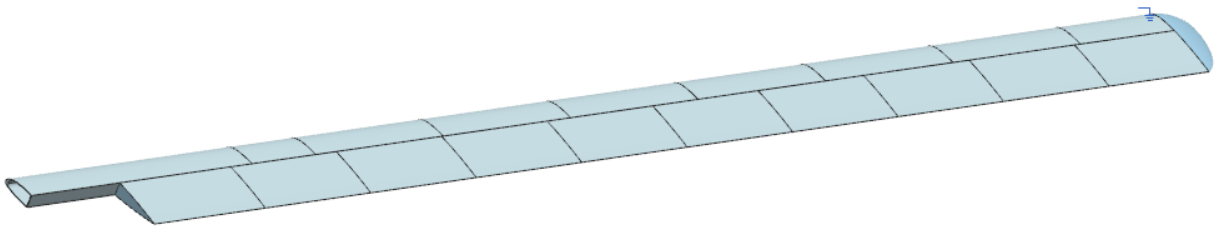


Рисунок 2. Упрощенная модель лопасти.

Сперва проводим расчет лопасти несущего винта из алюминиевого сплава Д16, в NX это Aluminum_5086, который обладает следующими характеристиками: ρ = 2700 кг/м^3 – плотность материала, E= 70 Гпа – модуль упругости, μ= 0,34 – коэффициент Пуассона.

После расчёта рассмотрим результаты перемещения по узлам, а именно обратим значения на величину прогиба. (Рис.3).

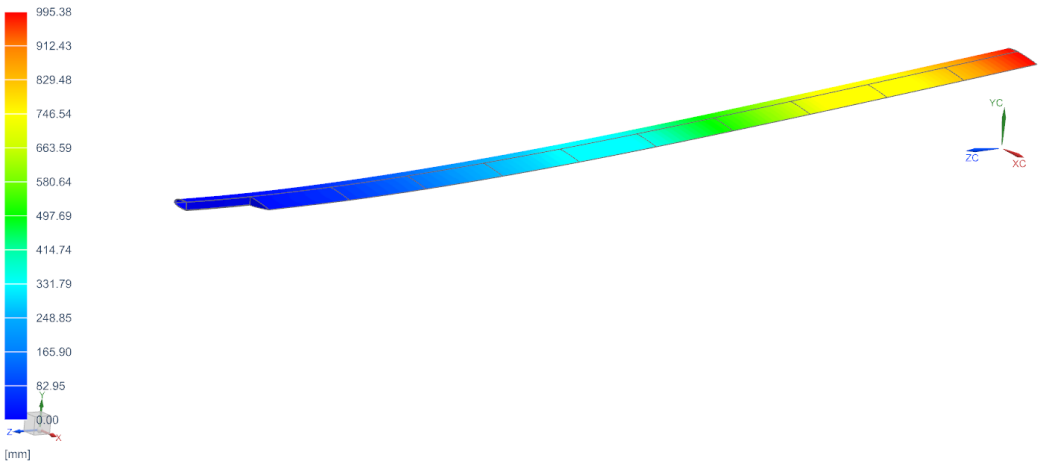


Рисунок 3. Перемещение по узлам.

Далее перейдем во вкладку напряжения (Рис 6)

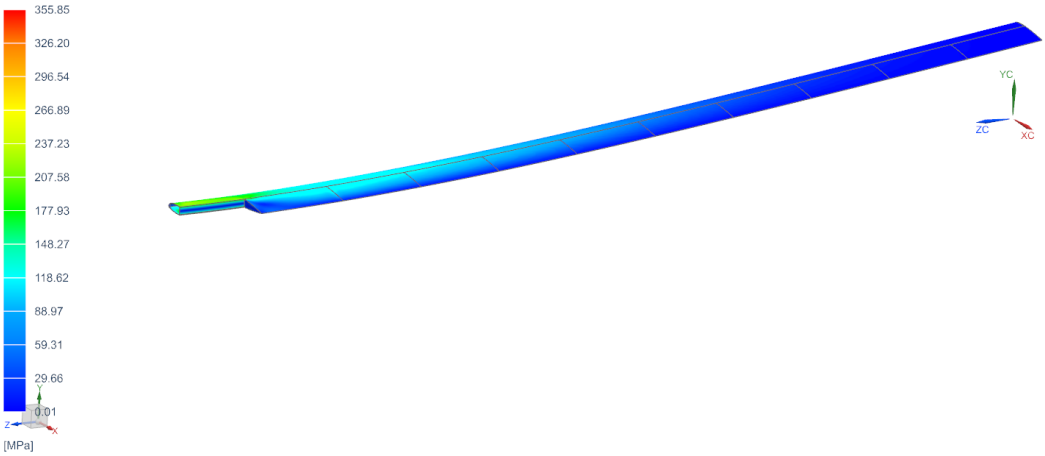


Рисунок 4. Напряжения по Мизесу.

После производим замену материала, а именно на литии- алюминиевый слав 1420, который обладает следующими характеристиками:

ρ = 2470 кг/м^3 – плотность материала, E= 75 Гпа – модуль упругости, μ= 0,33- коэффициент Пуассона.

После так же производим расчет. После расчёта рассмотрим результаты перемещения по узлам, а именно обратим значения на величину прогиба. (Рис.5).

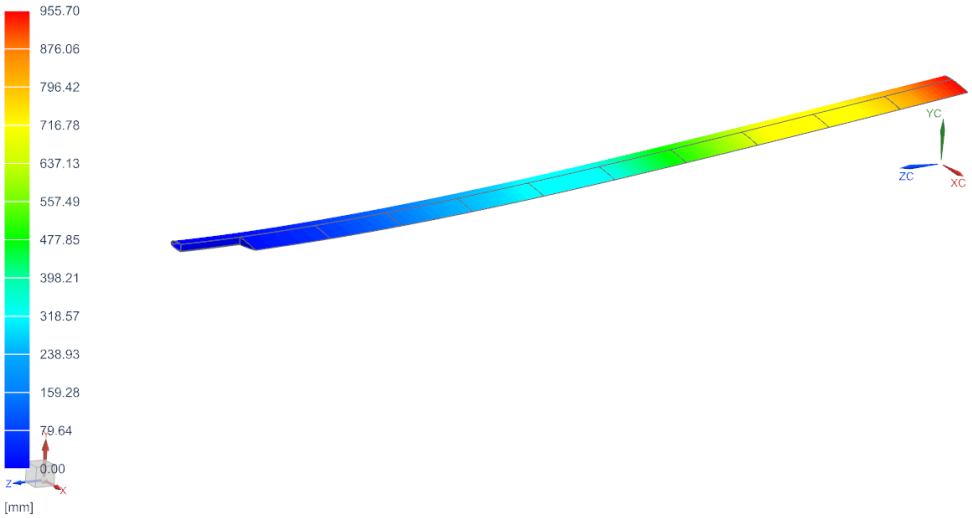


Рисунок 5. Перемещение по узлам.

Также, перейдем во вкладку напряжения (Рис.6)

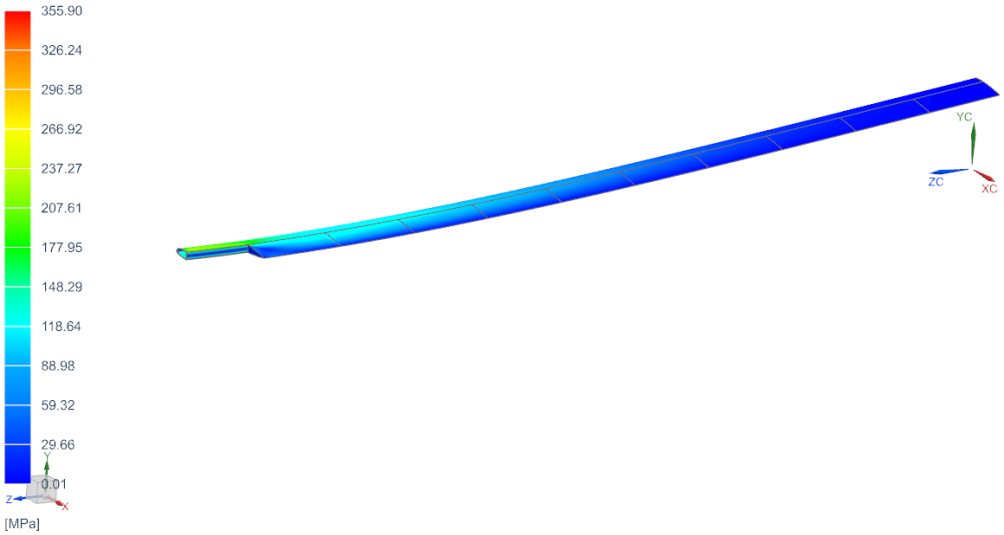


Рисунок 6. Напряжения по Мизесу.

Заключение:

В ходе выполнения работы были решены следующие задачи:

1.Построена лопасть в программном комплексе Siemens NX.

2. Построена адаптированная CAE модели.

3. Выполнен аэродинамический расчет и получение нагрузок.

4. Выполнен прочностной расчет лопасти.

В результате так же было получено уменьшение массы ($\Delta\, m$) лопасти на 8%, при одном уровне напряжений, что говорит о перспективности применения литий-алюминиевых сплавов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бохоева Л.А. Испытания элементов конструкций и узлов вертолета на усталостную прочность / Л.А. Бохоева, В.Ю. Курохтин, А.В. Перевалов, В.Е. Рогов, А.М. Покровский, А.С. Чермошенцева // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 7-16.

2. Левшонков Н.В. Методы весовой балансировки ротора сверхлегкого вертолета с соосными винтами / Н.В. Левшонков // Вестник Казанского государственного технического университета им.А.Н.Туполева. 2013. №2-1. С. 5-7

3. Халиулин В.И. Анализ характеристик вертолета нетрадиционной комповновки. / В.И. Халиулин, А.М. Гирфанов, Н.В. Левшонков // Авиационная промышленность. 2019. № 2. С. 16-19.

4. В.В. Жерехов, А.Н. Кусюмов Аэродинамический расчет несущего винта вертолета/ Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию/Казань: Изд-во Казан.гос.техн.ун-та.1998-28 с.

5. Хохлатова Л. Б., Лукин В. И., Колобнев Н. И., Иода Е. Н., Базескин А. В., Кошкин В. В., Мезенцева Е. А. Перспективный алюминиево-литиевый сплав 1424 для сварных конструкций изделий авиакосмической техники // Сварочное производство. 2009. № 3. С. 7–10

6. Vlot A. Glare history of the development of a new aircraft material. — Dordercht : Kluwer Academic Publishers, 2001. — 222 p.

7. Manufacturing Solutions for The Aerospace Industry. Products Brochure // MAG IAS, LLC. 2010. URL: http://exposant.technotheque.fr/files/docs/ solu-tionsmag-dans-aeronautique_1294911440.pdf

8. Jose Manuel Luna Dias Composites: 30 years of continued R&D as the driving force behind aero structures progress / Sampe Europe 33th International Conference and Forum – Keynote 1. – p. 2 – 41.

9. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Книга 2. Самолеты и вертолеты. Том IV-21. Машиностроение. Энциклопедия в сорока томах. — М.: Машиностроение, 2004. С. 226–252.

DESIGN OF THE LITHIUM-ALUMINUM CARTRIDGE PROPELLER BLADE

Kurganenko Viktor

vik_k99@bk.ru

Supervisor: N. Levshonkov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The paper deals with the design of the rotor blade. Known design solutions for the design of the rotor blade made of metals and composite materials. The design of the main rotor blade made of aluminum-lithium alloys is proposed. A reduction in blade weight is expected.

УДК 669.018.28

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО РЕЖИМА ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДЛЯ ОТЛИВКИ «КЛЮЧ ГАЕЧНЫЙ» ИЗ ИСКРОБЕЗОПАСНОЙ ЛИТЕЙНОЙ БРОНЗЫ

Куревина А.А.

tataiva99@mail.ru

Научный руководитель: М.А. Шаповалова, к.т.н., доцент

(Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева, Рыбинск)

Разработка термообработки материала, который должен обладать: стабильными искробезопасными свойствами на протяжении всего срока эксплуатации, немагнитными свойствами инструмента, стойкостью к образованию коррозии, твёрдостью и износостойкостью.

В настоящее время в разных отраслях машиностроения широко используются специальные сплавы функционального назначения. В современных энерго-материалоемких и много операционных производствах широко используется взрыво- и пожароопасные технологические процессы. Согласно строительным нормам и правилам СНиП II–90–81, пожароопасными являются смеси с температурой вспышки менее + 61 ºС. Так как вероятность образования таких смесей в горячих цехах (литейные, термические, кузнечные) машиностроительного производства достаточно высокая, эти цеха по пожаро-взрывоопасности согласно СНиП II–90–81 относятся к категории Г. Поэтому при выполнении определенных технологических операций, а также слесарно-монтажных и сборочных работ необходимо пользоваться инструментом, изготовленным из искробезопасных материалов с необходимыми механическими свойствами (твердость, прочность, ударная вязкость).К таким сплавам относятся бронзы, с требуемым комплексом физико-механических и эксплуатационных свойств.Необходимый комплекс свойств, в свою очередь, может быть обеспечен только в результате разработки оптимально сбалансированного химического состава и подбора соответствующего режима термической обработки. В современном металловедениизадача синтеза сплавов является одной из основных для получения сплавов с заданными свойствами.

В настоящее время на энергомашиностроительных предприятиях для изготовления слесарно-монтажного инструмента используется деформируемая искробезопасная бронза БрНХК 4,0-0,8-0,8. Химический состав, режимы термической обработки и свойства этой бронзы регламентированы ТУ 184.6-001-80569151-2009. В соответствии с которым, после термической обработки по режиму закалка 910°С с последующим старением 520 °С бронза должна иметь следующие физико-механические свойства: λ = 200 Вт/м°С, σ_B = 800 МПа, σ_T = 780 МПа, НВ = 1500 МПа. Данный уровень свойств обеспечивает необходимую искробезопасность за счет образования «Холодных искр» и работоспособность слесарно-сборочного инструмента в условиях силовых и ударных воздействий.Однако, данная бронза не пригодна для изготовления литых фасонных заготовок и использования ее в условиях фрикционной искробезопасности, ввиду недостаточной твердости и износостойкости. Для устранения указанных недостатков необходимо повысить твердость и обеспечить требуемые литейные свойства.

Требования по искробезопасности материалов регламентированы следующей нормативно-технической документацией: ГОСТ РЕН1127-2009; ГОСТ РЕН13463-2009.Согласно этих документов искробезопасный инструмент должен изготавливаться из материала, не дающего фрикционных «горячих» искр при ударах и трении. Искробезопасность материалов заключается в том, что они при ударах и трении дают холодную искру, температура которой недостаточна для возгорания и воспламенения, частицы материала, отделившиеся от поверхности инструмента.

Очевидно, что образование холодных фрикционных искр возможно только при достаточно низкой температуре поверхностного слоя инструмента и деталей, работающих в условиях трения. Необходимую интенсивность теплоотвода от рабочей поверхности можно обеспечить за счет высокой теплопроводности материала. Таким образом, основное требование к искробезопасному инструменту – достаточно высокая теплопроводность, обеспечивающая отвод значительного количества теплоты с рабочей поверхности. Это гарантирует образование холодных искр.

На кафедре Материаловедения, литья и сварки РГАТУ имени П.А. Соловьева на основе металлофизических принципов выбора легирующего комплексаи проведения полного факторного эксперимента была разработана искробезопасная литейная бронза БрН8Х1,5А10К1,5 [2].Химический состав бронзы представлен в таблице 1.

Таблица 1.

Химический состав в % по массе

Ni	Cr	Al	Si	C	*Cu*
6,0 - 9,0	1,0 - 2,0	7,5 - 9,5	1,0 - 1,5	0,15-0,20	остальное

Хром оказывает положительное влияние на механические свойства заявляемого сплава за счет твердорастворного упрочнения совместно с никелем и образования карбидов Cr_3C_2. Наличие в достаточном количестве алюминия должно приводить к формированию интерметаллидов Cu_3Al, Cu_7Al, а совместно с никелем – к образованию интерметаллидовNiAl, Ni_3Al. Наличие интерметаллидов определяет возможность эффективного дисперсионного упрочнения за счет подбора соответствующего режима термической обработки. Учитывая высокую теплопроводность алюминия, можно предположить, что он повышает и искробезопасность. Никель же способствует повышению коррозионной стойкости. Кремний является одним из основных элементов, обеспечивающих искробезопасность медных сплавов. Кроме этого, он также оказывает существенное влияние на повышение твердости за счет образования силицида никеля Ni_2Si.

Расчетная (условная) теплопроводность разработанной бронзы находится в пределах λ = 348-360 Вт/м·К.

На кафедре МЛС для практического опробования возможности изготовления слесарно-монтажного инструмента из разработанной бронзы был отлит гаечный ключ [3]. Гаечный ключ – инструмент для соединения (рассоединения) резьбового соединения путём закручивания (раскручивания) болтов, гаек и других деталей. Исходя из условий работы, изгибных и ударных нагрузок, ключ должен обладать твёрдостью (HRC 25-35), износостойкостью, сопротивлением усталостному разрушению. Для обеспечения искробезопасности бронзы должны обладать высокой теплопроводностью, что гарантирует образование холодных искр.

Гаечный ключ 8×10 был получен литьем в разовые песчано-глинистые формы. Модель ключа была получена печатью на 3D принтере.Плавка проводилась в графитовых тиглях под слоем древесного угля в индукционной тигельной печи, раскисление проводилось лигатурой Cu-P (10%) до 1% по массе плавки. Состав шихты: Х20Н80 - 11% по массе, АК12М2 – 10% по массе, Cu (техническая) – остальное. Модель и отливка ключа представлена на рисунках 1и 2 соответственно.

После литья для снятия остаточных напряжений был произведен отжиг по режиму 400°С, 2 часа. Твердость на ключе составила 12…15 HRC.Бронза БрН8Х1,5А10К1,5 относится к дисперсионно-твердеющим сплавам, которые претерпевают фазовые превращения в твердом состоянии и подвергаются закалке без полиморфного превращения с последующим старением [4].

Рисунок 1. Модель гаечного ключа

Рисунок 2. Оливка «Гаечный ключ»

Совместно с ключом были отлиты образцы (цилиндры диаметром 2 см и высотой 2 см) для отработки режимов термической обработки. Температура нагрева под закалку должна обеспечивать как можно более полное растворение избыточных фаз в матричной фазе и находиться в двойной системе между линиями сольвуса и солидуса. Слишком высокие температуры нагрева под закалку могут привести также к росту зерна до недопустимых размеров. Время выдержки определяется полнотой процессов растворения избыточных фаз. Чем дисперснее избыточная фаза, тем быстрее она растворяется. Деформированные сплавы выдерживают меньшее время, чем литые. Если избыточная фаза полностью не растворена, то получить оптимальные свойства после старения не представляется возможным. Длительные нагревы, помимо задолженности печей, приводят к росту зерна, сильному окалинообразованию и нежелательному увеличению диффузионной зоны, состоящей из окислов легирующего элемента.

Температура закалки, исходя из анализа технической литературы и состава легирующего комплекса бронзы, для всех образцов была определена 930°С (температура нагрева под закалку должна обеспечивать как можно более полное растворение избыточных фаз в матричной фазе). Режимы старения выбирают в зависимости от требуемых физико-механических свойств. Полное искусственное старение, обеспечивающее максимальную прочность и твердость.Температура старения для разных образцов составила 400°, 450°, 500° и 600°, время выдержки при температуре старения - 2 часа. После проведения термической обработки были проведено измерение твердости (3 замера для каждого образца). Средние результаты измерения твердости представлены в таблице 2.

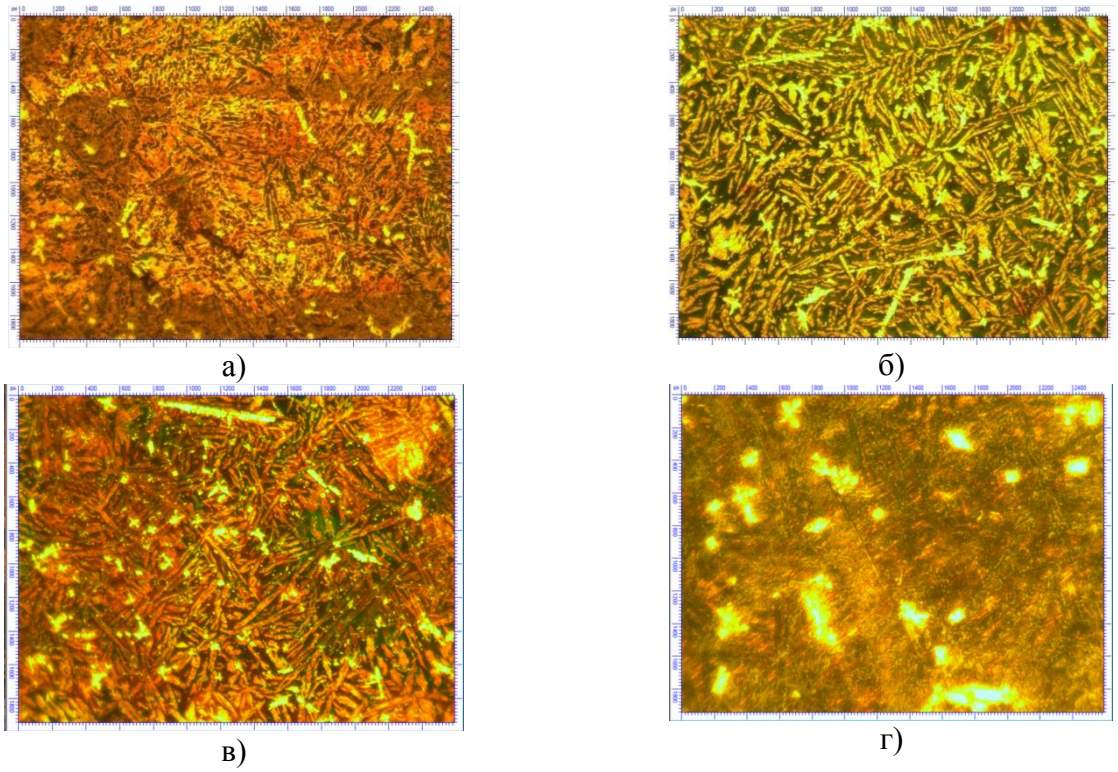
Таблица 2

Твердость после различных режимов термической обработки

Образец	Исходная твердость, HRC	Твердость после закалки 930°, HRC	Твердость после старения 2 часа с температур, HRC			
			400°	450°	500°	600°
№1	11,3	23,3	-	-	-	-
№2	11,6	22,0	26,6	-	-	-
№3	8,3	22,6	-	27,6	-	-
№4	10,0	23,3	-	-	29	-
№5	9,7	23,3	-	-	-	25,3

Уже после закалки твердость, во всех образцах, увеличилась в 2 раза. Последующее старение привело к незначительному повышению твердости. Наибольшая твердость наблюдалась после старения 500˚С, при 600˚С произошло снижение твердости, что можно рассматривать, как режим перестаривания.

Образцы после различных видов термической обработки подвергались металлографическому анализу на световом микроскопе. Для выявления микроструктуры использовали аммиачный раствор двойной соли хлорной меди и хлористого аммония. Микроструктуры образцов после травления представлены на рисунке 3.



а) б) в) г)

Рисунок 3. Микроструктура бронзы: а - литое состояние; б – закалка 930°С; в – закалка и старение 500° С; г - закалка и старение 600°С

Анализ микроструктуры показал, что уже после закалки наблюдается увеличение темной составляющей матрицы и повышенное количество выделений. Вероятнее всего, они являются выделениями интерметаллидной фазы Ni_3Al. Последующее старение приводит к еще большему выделению включений. Однако при температуре старения 600°С. наблюдается значительное увеличение размера этих выделений, что можно рассматривать как эффект перестаривания.

Таким образом, результаты микроскопического анализа согласуются с результатами измерения твердости. Поэтому можно принять рекомендуемую термическую обработку: закалка 930°С 2 часа (вода) и старение 500°С 2 часа. Однако, значительное повышение твердости после закалки, требует дополнительных исследований. Для идентификации и определения химического состава структурных составляющих при дальнейших исследованиях необходимо провести микрорентгеноспектральный анализ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Николаев А. К. Медные сплавы для искробезопасного инструмента / Журнал «РИТМ». – 2010. – №8 – С. 42 – 44.

2. Жуков А.А., Шаповалова М. А. Искробезопасная экономно-легированная литейная бронза. – 2019. – 2 с.

3. ГОСТ 2839-80(СТ СЭВ 1287-84). Ключи гаечные с открытым зевом двусторонние. – Введ. 1981–01–01. – 3 с.

4. Меркулова Г. А. Металловедение и термическая обработка цветных сплавов: Учебное пособие. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2008. – 312 с.

DEFINITION OF RATIONAL REGIME HEAT TREATMENT FOR CASTING "WRENCH NUT" INTRINSICALLY SAFE CASTING BRONZE

Kurevina A.

tataiva99@mail.ru

Supervisor: M. Shapovalova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Rybinsk State Aviation Technical University named after P.A. Solovyov, Rybinsk)

Development of heat treatment of a material that must have: stable spark-safe properties throughout the entire service life, non-magnetic properties of the tool, resistance to corrosion, hardness and wear resistance.

УДК 678

ВЛИЯНИЕ МОЛЕКУЛЯРНОЙ СТРУКТУРЫ ПОЛИПРОПИЛЕНА НА ЕГО РЕОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА

Ларионов И.С., Балькаев Д.А.

larionov_igor1999@mail.ru

Научный руководитель: Л.М. Амирова, д.х.н., профессор

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: В исследовании рассматривалось влияние молекулярной структуры и молекулярно-массовых характеристик различных марок полипропилена на их вязкоупругое поведение, которое описывалось реологическими свойствами полимера. Для расширения рассматриваемой области вязкоупругого поведения был применён принцип температурно-временной суперпозиции.

1. Введение

Полипропилен можно назвать одним из важнейших современных полимеров общего назначения. Его гомо- и сополимеры обладают удачным сочетанием прочности, теплостойкости, химстойкости, которые обеспечивают их широкое использование в качестве связующих в армированных стекло- и углепластиках [1-2]. Реологические характеристики полимерных расплавов играют доминирующую роль в процессе формования. На стадии

формования или на последующих стадиях переработки в полипропилене и ее композициях могут происходить существенные структурные изменения (изменение надмолекулярной структуры, развитие молекулярной ориентации), которые могут быть результатом целенаправленного воздействия, предпринимаемого для улучшения физических и механических характеристик материала. Связь между процессами формования и изменением структуры имеет большое практическое значение. Понимание этой связи помогает выбирать оптимальный технологический процесс.

Широкий диапазон вязкостных свойств различных промышленных марок полипропилена вынуждает потребителя на практике определять наиболее подходящие марки и проводить оптимизацию режимов переработки, затрачивая большие объемы сырья и времени. В связи с этим информация о реологическом поведении в широком диапазоне частот и температур различных марок ПП, а также знание их молекулярно-массовых характеристик в значительной мере облегчит выбор параметров переработки и позволит провести необходимые технологические расчеты. Ограничения приборов по частотному режиму можно компенсировать температурно-временной суперпозицией проводя измерения в широком диапазоне температур.

2. Объекты исследования

В данной работе объектом исследования является ряд гомополимеров, рандом- и блок-сополимеров промышленных марок полипропилена, выпускаемых ПАО Нижнекамскнефтехим. Характеристики рассмотренных марок представлены в таблице 1 и в таблице 2.

Таблица 1

Характеристики исследуемых сополимеров пропилена

Марка PP	Паспортные характеристики		
	ПТР (при 2,16 кг/230°С), г/10 мин	Модуль упругости при изгибе, МПа, не менее	Температура тепловой деформации при нагрузке 0,46 Н/мм^2, ^{o}С
1362R	20 – 30	1050	90-96
1500J	4,5 – 7,0	1350	90-96
1525J	2,9 – 3,2	1400	90-96
4215M	7,0 – 10,0	1050	70-80
4222L	4,0 – 8,0	700	-
4240GM	1,5 – 2,0	950	70-80
4445S	35 – 45	950	70-80
4445T	45 – 70	950	70-80
8300N	10 – 15	1000	64-90
8348SM	38-50	1150	64-90
9240K	3,0 – 5,0	1000	64-90
9240N	10,0 – 15,0	1000	64-90
9240P	15 – 25	850	64-90

Таблица 2

Молекулярно-массовые характеристики некоторых марок полипропилена

Марка PP	Молекулярно-массовые характеристики		
	Mn×10^{-3}, г/моль	Mw×10^{-3}, г/моль	Mw/Mn
1362R	56	210	3,8
1500J	68	380	5,6
4215M	67	280	4,2

9240N	39	195	5
9240P	39	200	4,9
9240K	61	345	5,7
8300N	61	265	4,3
8348SM	45	220	4,9

3. Методы исследования

Реологические исследования проводили на ротационном реометре «RheoStress 6000» («Thermo Haake») с рабочим узлом типа плоскость – плоскость. Перед проведением основных испытаний определялась область линейного вязкоупругого поведения полимеров при амплитудах деформации 0.01 – 0.2 рад, а затем в этой области при постоянной амплитуде измеряли их динамические модули в диапазоне 0,01 – 100 Гц. Как показали результаты, линейная область вязкоупругого поведения составляет 0,01 – 0,05 рад. Вязкоупругие характеристики полимеров были измерены в диапазоне температур 190 – 230 °С.

4. Результаты

В результате исследования были найдены вязкоупругие характеристики полипропиленов, а также их частотные зависимости. Однако в технологических процессах получения изделий из полипропилена возникают сдвиговые деформации полимера в очень широком диапазоне частот, и существующие реологические приборы очень часто не позволяют анализировать поведение связующего при данных условиях. Для решения данной проблемы был применён принцип температурно-временной суперпозиции (ТВС), который заключается в измерении реологических параметров в доступном диапазоне частот при различных температурах и приведении их к одной температуре [3, 4]. С применением принципа температурно-временной суперпозиции, были построены обобщенные зависимости G’(fat) и G”(fat), приведенные к Т=230 °С, где ат – коэффициент приведения по оси частот. На рисунке 1 представлены расширенные частотные зависимости компонентов комплексного модуля G’(fat) и G”(fat) приведенные к Т=230 °С для PP 9240K.

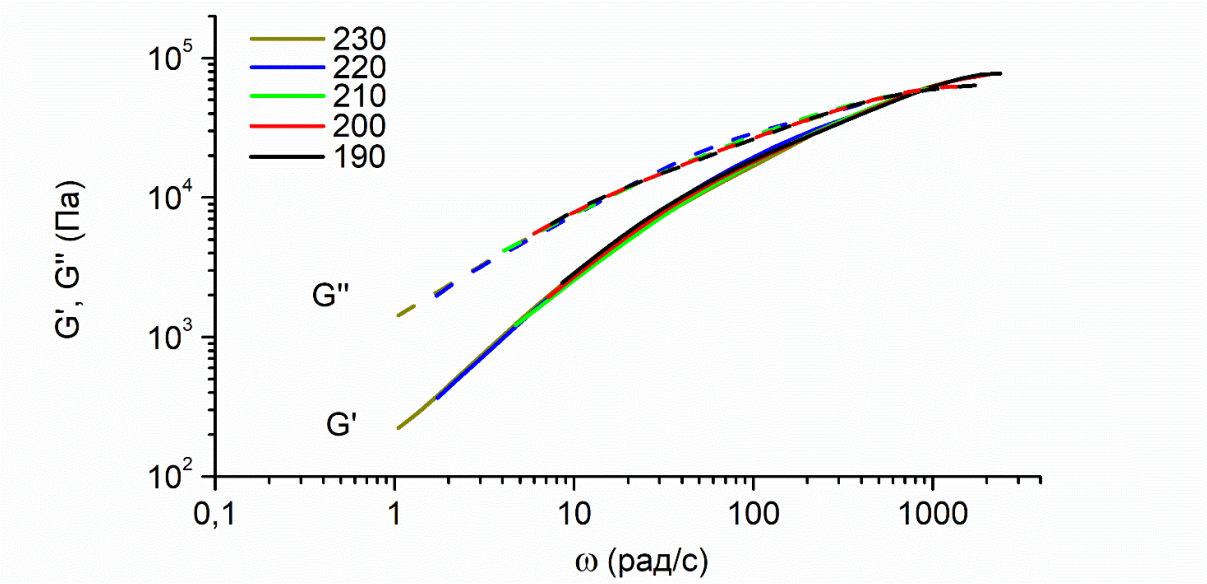


Рисунок 1. Расширенные частотные зависимости G’ и G’’
для PP 9240K, полученные принципом ТВС

Помимо расширения частотного диапазона, температурно-временная суперпозиция может дать информацию о молекулярной структуре, составе полимера и некоторых его свойствах [5, 6]. На рисунке 1 показаны расширенные частотные зависимости PP 8300N,

полученные принципом ТВС, однако наложение кривых на данном графике не всегда свидетельствует о применяемости ТВС, так как данный принцип может нарушаться ввиду термической нестабильности полимера или в случае, когда полимер является смесью других полимеров с разным реологическим поведением. Кроме того, в разветвленных полимерах на температурную чувствительность реологии влияет ветвление. Неоднородное распределение ветвления может вызвать нарушение принципа ТВС и необходимость применять вертикальный сдвиг для наложения зависимостей [4]. По озвученным выше причинам был построен график зависимости фазового угла δ от абсолютного значения комплексного модуля |G*| (рисунок 2), устраняющий эффект сдвига по оси частот и позволяющий судить о применяемости принципа ТВС для конкретного полимера. В данном случае полипропилен марки 8348SM подходит для применения TTS так как на рисунке 4 происходит наложение кривых друг на друга.

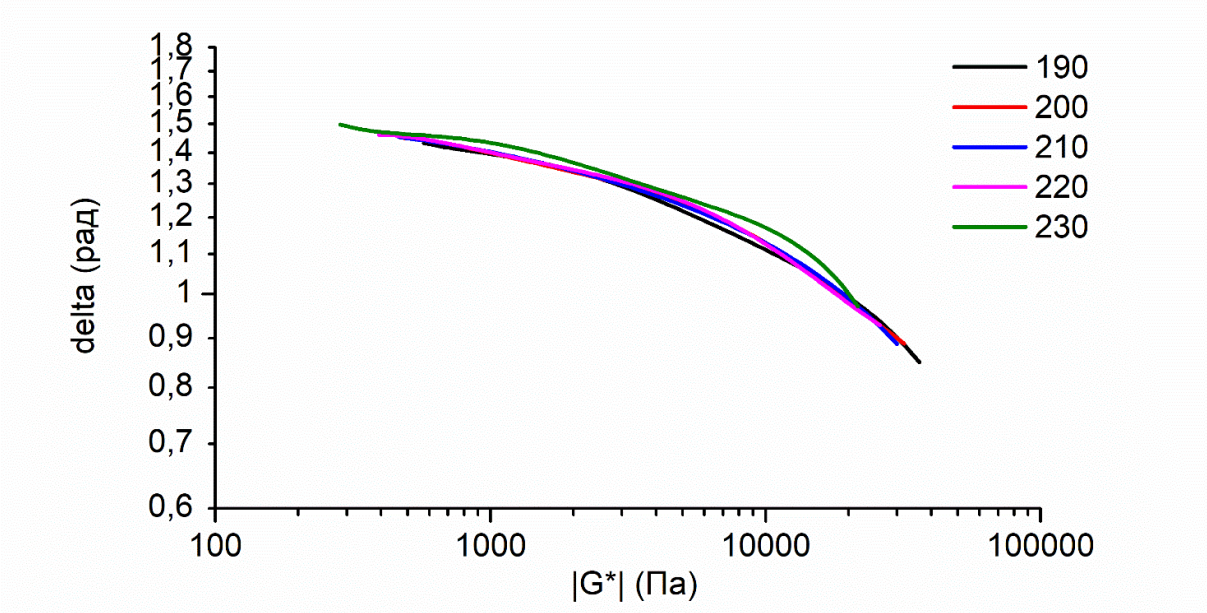


Рисунок 2. Зависимости фазового угла δ от абсолютного значения комплексного модуля |G*| для PP 8348SM при температурах 190/200/210/220/230 ºC

Были проанализированы форма и положение зависимостей модулей разных марок относительно друг друга (рисунок 3), а также точек G'=G'', благодаря чему удалось установить связь между ними и молекулярно-массовыми характеристиками полимеров. Расширенные частотные зависимости были описаны уравнением 1, а полученные коэффициенты a, b, c были рассмотрены на предмет корреляции с молекулярной массой и молекулярно-массовым распределением.

$$y = a - b * \ln(x + c) \qquad (1)$$

Для демонстрации вязкоупругих, вязких и упругих характеристик полимеров были применены графики Коула-Коула [7]. Графики Коула – Коула для выбранных образцов ПП показаны на рисунке 4, на котором мнимая часть |η*| (т.е. η'') строится в зависимости от его действительной части (η'). Подъем приписывается в основном упругому отклику, а спад - вязкостному в нижней области ω (рад/с). Зависимость мнимой вязкости от действительной также может дать информацию о молекулярной структуре полимера. На рисунке каждая кривая имеет закруглённую форму, что говорит о линейной структуре выбранных марок полипропилена [8].

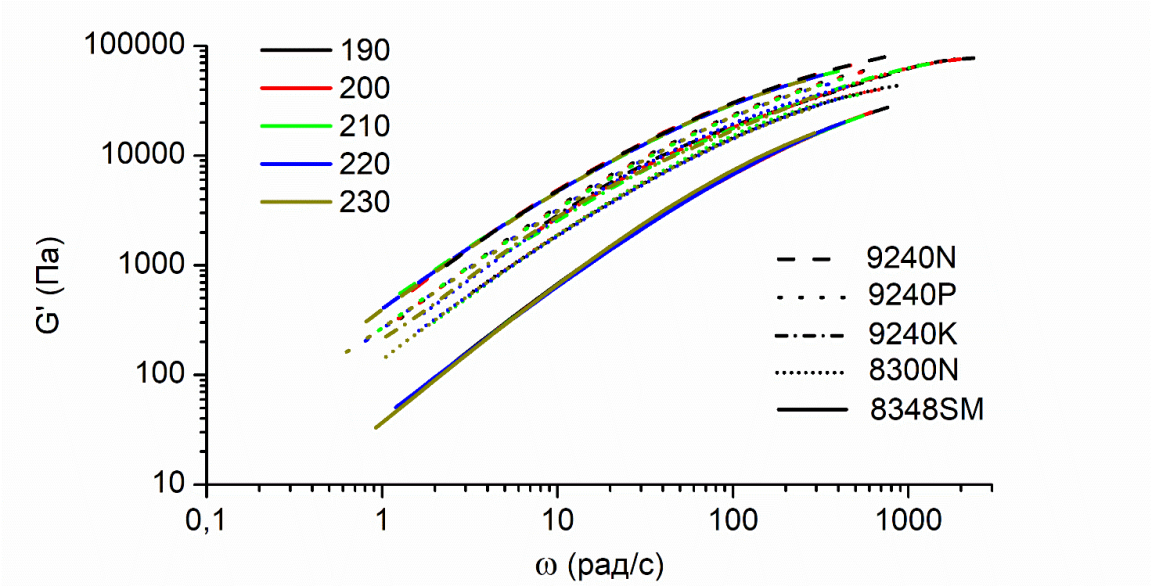


Рисунок 3. Расширенные частотные зависимости G’ для марок PP 9240N, PP 9240P, PP 9240K, PP 8300N, PP 8348SM

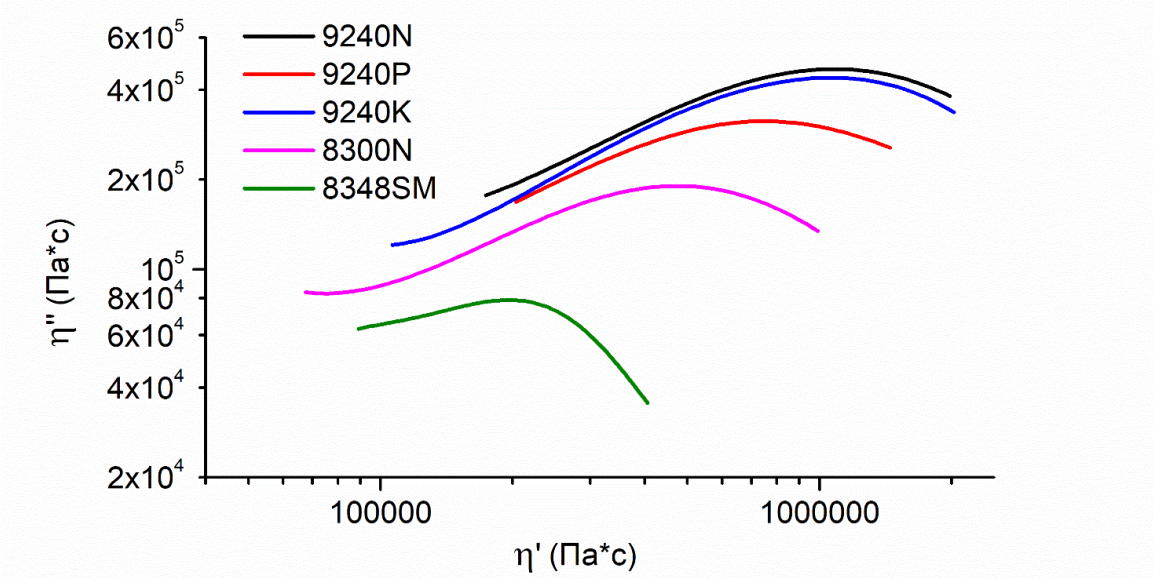


Рисунок 4. Зависимость мнимой вязкости от действительной для блок-сополимеров при T=230 ºC

5. Заключение

Согласно полученным на основе реологических исследований результатам, вязкоупругие характеристики имеют корреляцию с молекулярной структурой полипропилена и его молекулярно-массовыми характеристиками. Найдена связь между зависимостями реологических параметров выбранных марок и молекулярной структурой. Также, частотные и другие зависимости реологических параметров были проанализированы для оценки упруго-деформационного поведения полипропилена во время технологического процесса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Harutun G. Karian, Handbook of polypropylene and polypropylene composites, revised and expanded. CRC press, 2003.

2. Амброж И., Беллуш Д., Дячик И. Полипропилен //Амброж, Л. Амброж, Д. Беллуш, И. Дячик и др. – 1967.

3. Structure and rheology of molten polymers: from structure to flow behavior and back again. / Dealy J. M., Read D. J., Larson R. G.: Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2018.

4. Van Gurp M., Palmen J. Time-temperature superposition for polymeric blends // Rheol. Bull. – 1998. – Т. 67, № 1. – С. 5-8.

5. Baumgaertel M., Winter H. Determination of discrete relaxation and retardation time spectra from dynamic mechanical data // Rheologica Acta. – 1989. – Т. 28, № 6. – С. 511-519.

6. Macosko C. Rheology principles, measurements, and applications, VCH Publ // Inc, New York. – 1994

7. Wang H.-T., Jiang H.-Q., Shen R.-F., Ding X.-J., Zhang C., Li L.-F., Li J.-Y. Electron-beam radiation effects on the structure and properties of polypropylene at low dose rates // Nuclear Science and Techniques. – 2018. – Т. 29, № 6. – С. 1-9.

8. Hostetter M., Hibbard G. D. Architectural characteristics of stochastic honeycombs fabricated from varying melt strength polypropylenes // Journal of Applied Polymer Science. 2014. – Т. 131, № 7.

INFLUENCE OF THE MOLECULAR STRUCTURE OF POLYPROPYLENE ON ITS RHEOLOGICAL PROPERTIES

Larionov Igor, Balkaev Dinar

Supervisor: Lilia Amirova, Doctor of Chemical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The study examined the influence of the molecular structure and molecular weight characteristics of various grades of polypropylene on their viscoelastic behavior, which was described by the rheological properties of the polymer. To expand the considered region of viscoelastic behavior, the principle of time-temperature superposition was applied.

УДК 621

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ «КОРПУС»

Лемешкин В.В.

l-vadik@list.ru

Научный руководитель: М.С. Салина, к.т.н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Работа посвящена разработке технологического процесса изготовления детали «Корпус». Предусмотрено применение высокопроизводительного оборудования с ЧПУ, проектирование специального приспособления и использование режущего инструмента из современных твердых сплавов. В ходе выполнения работы решаются такие задачи как выбор заготовки, выбор высокотехнологичного инструмента и необходимых приспособлений для обработки, расчет экономической себестоимости готовой продукции.

Деталь ТП 39-080.160-03 – «Корпус» (рисунок 1.1) предназначена для размещения в ней сборочных единиц и деталей. Анализ конструкции детали показывает, что она удовлетворяет основным технологическим требованиям: не имеет сложных несимметричных форм, механические свойства материала соответствуют требованиям прочности и жесткости.

Масса детали -11,28 кг.

Материал детали конструкционная легированная Сталь 25Г2С.

Сталь 25Г2С имеет следующие свойства.

Свариваемость материала: без ограничений.
Температура ковки: Начала 1200, конца 850.

Рисунок 1– Общий вид детали

Материалом изготовления детали является материал Сталь25Г2С ГОСТ 5781-82. Получить такую деталь, учитывая все требования и габариты, целесообразно таким методом как ковка. Следует учесть, что в среднесерийном производстве обычно заготовка должна быть точной и, как правило, относительно недорогой [1-3].

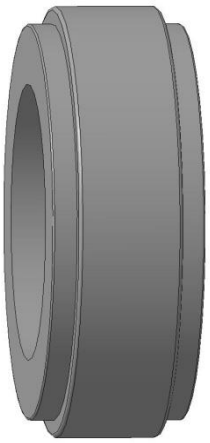


Рисунок 2– Конфигурация заготовки

При выборе способа изготовления исходной заготовки следует руководствоваться технологическими характеристиками существующих способов. Поэтому, учитывая вид производства, сложность конфигурации детали, требуемую точность получаемой заготовки, качество ее поверхностей и материал детали, целесообразно выбрать ковку в качестве исходной заготовки.

С учётом принятых операций и последовательности обработки выбрано оборудование:

Токарно-револьверный обрабатывающий центр Haas ST-35Y (рисунок 1.8).

Рисунок 3 – Общий вид станка Haas ST-35Y

Режущий инструмент выбирался из каталогов одних из ведущих фирм поставки инструментов – Sandvik Coromant и Walter. [4,5]

Вспомогательный инструмент (оправки, патроны, державки и т.п.) выбирается в зависимости от состава работ, производимых в операции, применяемого оборудования и инструмента.Для этого были использованы интернет ресурсы, а также каталоги фирмы Sandvik Coromant и Walter Tools.

Управляющая программа составлена для детали «Корпус» на операцию 005 - Комплексная с ЧПУ. На данной операции используется токарно-револьверный обрабатывающий центр HaasST-35Y с УЧПУ Haas (Fanuc).

Приспособление (рисунок 4) предназначено для базирования и закрепления заготовки детали ТП 39-080.160-03 – «Корпус» на 010 операции, для черновой, чистовой и тонкой обработки на горизонтальном токарно-фрезерном станке с ЧПУ модели Haas ST-35Y [6-8]. Заготовку базируют на оправку до упора в торец. Ее закрепление осуществляется при перемещении штока влево. При этом конусная головка штока разожмет цангу. Цанга, разжимаясь, закрепит деталь. Перемещение штока автоматизировано с помощью пневмокамеры.

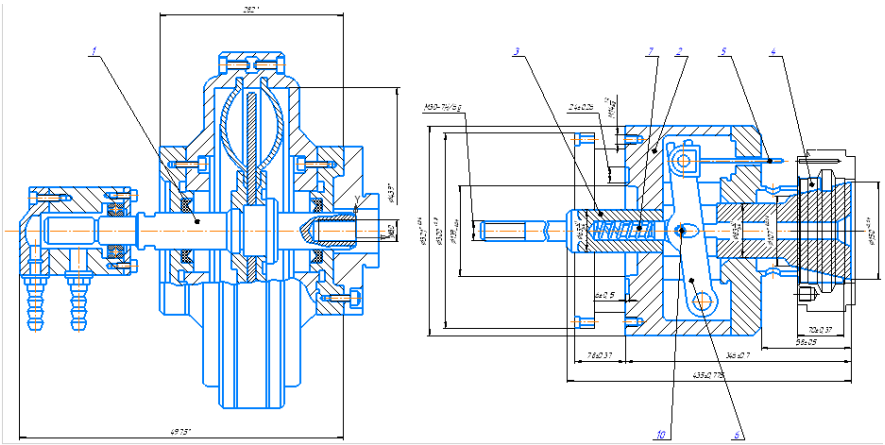


Рисунок 4 – Принципиальная схема приспособления

В ходе всей работы так же было проведено исследование на тему «Правила формирования контура заготовки при пластическом деформировании». В ходе этого исследования были рассмотрены некоторые виды формирования поковок, а именно уклоны и радиусы, принципы их построения, необходимость использования, плюсы и минусы.

Сделаны выводы, что во время создания заготовки необходимо обращать внимание на правильность создания контура, но использование лишних материалов для штамповочных уклонов дает дополнительные затраты.

Так же было проведено технико-экономическое обоснование проекта. При вычислении экономической выгоды было определено, что при данном технологическом процессе себестоимость детали довольно быстро окупает затраченные средства на покупку оборудования для ее изготовления.

На основании всего вышесказанного можно сделать вывод, что за счёт выбора выгодной заготовки, применения прогрессивных методов обработки, использования высокопроизводительного оборудования с ЧПУ, современных металлорежущих инструментов, трудоемкости изготовления изделия и ее себестоимость снизились, возросла производительность труда. А также теоретически была получена деталь нужного качества, удовлетворяемая всем требованиям исходного чертежа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Справочник технолога машиностроителя. В 2-х т. Т.2 /под ред. А.Г. Косиловой и Р.К. Мещерякова.- 4-е изд., перераб. и доп.- М.: Машиностроение, 1986. – 496 с.

2. Марочник сталей и сплавов. 4-е изд., переработ. и доп. / Ю.Г. Драгунов, А.С. Зубченко, Ю.В. Каширский и др.– Москва : 2014. – 1216 с.

3. Анурьев, В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3-х т.- Т.1. - Изд. 5-е, перераб. и доп. / В.И. Анурьев - М.: Машиностроение, 1980. -728 с.

4. Косилова, А.Г. Справочник технолога машиностроителя. В 2-х т. - 4-е изд., перераб. и доп. / А.Г. Косилова и Р.К. Мещеряков. - М.: Машинос- троение, 1986, 496 с.

5. Ильичев, Л.Л. Расчет оптимального режима резания при точении: методические указания / Л.Л. Ильичев – Оренбург: ГОУ ОГУ, 2008 – 68 с.

6. Горохов, В.А. Проектирование и расчет приспособлений / В.А. Горохов. – Минск : Высшая школа, 1986. – 238 с.

7. Фаскиев, Р.С. Проектирование приспособлений: учебное пособие / Р.С. Фаскиев, Е.В. Бондаренко. – Оренбург: ГОУ ОГУ, 2006. – 178 с.

8. Схиртладзе, А.Г. Станочные приспособления: Учебное пособие для вузов. / А.Г. Схиртладзе, В.Ю. Новиков - М.: Высшая школа., 2001. – 110 с.

DEVELOPMENT OF THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF MANUFACTURING THE PARTS "CASE"

Lemeshkin V.

l-vadik@list.ru

Supervisor: M.S. Salina, Candidate of Technical Sciences

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The work is devoted to the development of a technological process for the manufacture of the "Case" part. The use of high-performance CNC equipment, the design of special devices and the use of cutting tools made of modern hard alloys are provided. In the course of the work, such tasks are solved as the choice of a workpiece, the choice of high-tech tools and the necessary devices for processing, the calculation of the economic cost of the finished product.

УДК 621.7.07

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПОДГОТОВКЕ ПРОИЗВОДСТВА КОМПОЗИТНЫХ САМОЛЁТОВ

Лопатин А.Н.[1,2], Рынгач Н.А.[2]
Maestro-a-n@yandex.ru
Научный руководитель: А.Н. Рынгач, к.т.н., доцент
([1]Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, Новосибирск;
[2]Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск)

Рассмотрен метод изготовления формообразующей оснастки для композитных деталей, основанный на 3Д печати пластиком. Описана конструкция аддитивной формообразующей оснастки. Приведены достоинства и возможные проблемы предлагаемой технологии. Сравниваются экономические показатели фрезерованной и аддитивной оснастки.

Для производства композитных самолётов требуется большое количество формообразующей оснастки. Ее изготовление занимает значительную часть затрат при подготовке производства. В настоящее время формообразующая оснастка изготавливается на фрезерных станках с численно-программным управлением. Такой подход позволяет с высокой точностью воспроизводить теоретические обводы летательного аппарата, однако из-за высоких стоимостей фрезерной обработки и материала заготовок, необходимы значительные капиталовложения.

Было предложено применять 3Д печать пластиком для воспроизводства теоретических контуров летательного аппарата [1]. В соответствии с предлагаемой технологией, оснастка (либо мастер-модель) изготавливается на 3Д принтере по технологии FDM. Такой подход позволяет существенно снизить затраты на подготовку производства. В среднем, затраты на изготовление комплекта оснастки для лёгкого многоцелевого самолёта могут быть снижены в 8 раз [2].

Следует отметить, что уже накоплен опыт по применению аддитивных технологий для производства оснастки в литейном производстве. В работах [3, 4] рассматривается изготовление оснастки методом фотополимеризации (технология SLA) для литья термопластов. В работе [5] рассматривается создание песчано-полимерных форм методом селективного послойного склеивания для литья металлов. Применение аддитивных технологий в этой отрасли показало свою высокую эффективность.

Для использования аддитивных технологий в области подготовки производства композитных деталей, была разработана типовая конструкция матрицы. Типовая конструкция матрицы, изготавливаемой с применением 3Д печати FDM, представлена на рисунке 1. Габариты представленной матрицы – 4500х1060х300 мм.

Для более рационального применения 3Д печати, оснастка разделяется на формообразующую часть и силовой каркас. Формообразующие части изготавливаются 3Д печатью, силовой каркас представляет собой жёсткую конструкцию, изготавливаемую из листового материала на раскройном станке, либо по шаблонам. Силовой каркас и формообразующие поверхности соединяются друг с другом при помощи компенсаторов зазора и выравниваются по базовым плоскостям. После сборки каркаса и формообразующих частей матрицы необходимо провести доработку поверхности до требуемой шероховатости, нанести контуры обрезки детали и контуры припусков.

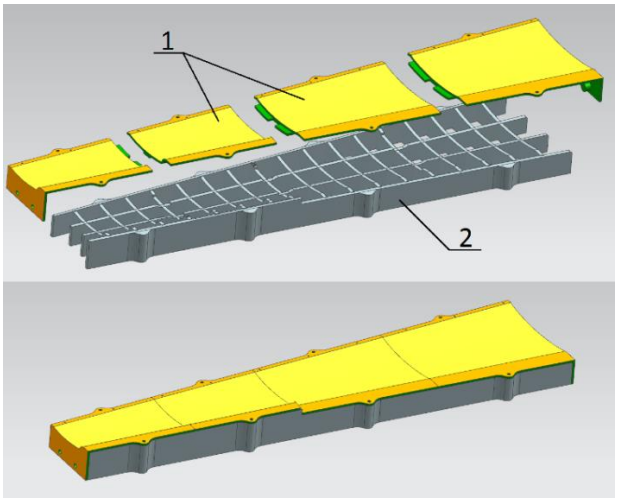


Рис.1. Типовая конструкция, матрица нижней обшивки консоли крыла лёгкого самолёта
1 – формообразующие элементы, выполняемые 3д печатью; 2 – силовой каркас

Основной проблемой в технологии 3Д печати остаётся шероховатость поверхности. Для технологии FDM, минимальная шероховатость напечатанных деталей может достигать значения в ≈Ra12 [6], а при высокопроизводительных режимах – ≈Rz100. В то же время требуемая шероховатость составляет Ra0.8...Ra3.2. Поверхность напечатанных деталей может дорабатываться шпатлеванием с последующим шлифованием или чистовым фрезерованием. Однако ручное шпатлевание является трудоёмким процессом, который сильно зависит от квалификации рабочего, а чистовое фрезерование значительно увеличивает время на изготовление и стоимость готовой оснастки. Так, в работе [7] приводятся данные, что аддитивная оснастка с доработкой поверхности фрезерованием для лопасти ветрогенератора оказалась дешевле на 41% по сравнению с оснасткой, полученной только фрезерованием. Такой результат был достигнут за счёт сокращения времени фрезерования в два раза (нет черновой обработки) и экономии на материале за счёт конструкции аддитивной матрицы.

Был предложен метод по доработке поверхности вакуумной обтяжкой термопластичным материалом. Расчётными методами было показано, что для достижения требуемой шероховатости поверхности, необходимо использовать листовой пластик толщиной не меньше высоты наплавляемого слоя в процессе FDM (Рисунок 2). Нагретый листовой пластик моделировался как вязкая неньютоновская жидкость, которая прижимается к шероховатой поверхности давлением, равным атмосферному. Расчёт вёлся до тех пор, пока перемещение пластика по нормали к поверхности матрицы не становилось пренебрежимо мало.

Однако для применения вакуумной обтяжки потребуется применять дополнительное оборудование, такое как вакуумный стол, рама для поддержки листового пластика, блок нагревательных элементов. Применение вакуумной формовки для крупногабаритных деталей сопряжено с определёнными трудностями, начиная от веса рамки с пластиком и заканчивая равномерностью прогрева листового материала. Так же, технология вакуумной обтяжки подходит только для односторонних формообразующих элементов, таких как матрицы, и не подходит для круговых деталей, таких как мастер-модели. Таким образом, улучшение шероховатости поверхности напечатанных деталей по технологии FDM остаётся актуальным вопросом при производстве оснастки.

Так же, для успешного применения технологии аддитивной оснастки необходимо учитывать температурные деформации, возникающие в процессе 3Д печати. В работе [8] было показано, что при 3Д печати крупногабаритных объектов на режимах с высокой производительностью возникают большие внутренние напряжения, которые могут привести к искажению формы и расслоению детали. Методами численного моделирования и

предварительной компенсации геометрии можно добиться существенного повышения точности и качества напечатанных деталей. Методы численного моделирования 3Д печати рассматриваются в работах [8,9,10]. Пример с математическим алгоритмом компенсации известной деформации рассматривается в работе [11].

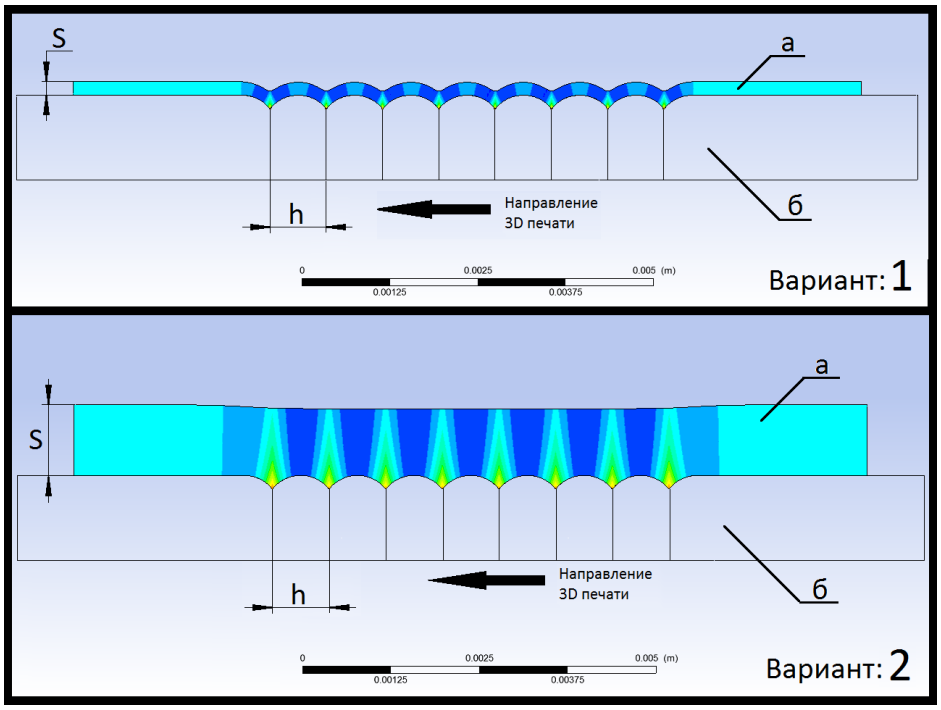


Рис. 2. Моделирование обтяжки шероховатой поверхности листовым пластиком. а – листовой пластик; б – напечатанная на принтере матрица; h – высота наплавляемого слоя в процессе FDM; S – толщина листового пластика; Вариант 1: S=0.1h; вариант 2: S=h.

Для оценки эффективности предлагаемой технологии сравнивались затраты на изготовление оснастки методами фрезерования и 3Д печати. Оценка стоимости оснастки включает в себя стоимость расходного материала и стоимость работы оборудования, так как затраты на прочие составляющие остаются примерно одинаковыми для обеих технологий. Для удобства, затраты были сведены к стоимости 1м^2 формообразующей поверхности. Результаты расчётов стоимостей оснастки для лёгкого многоцелевого цельно-композитного самолёта представлены в таблице 1. Данные по стоимости модельного пластика для фрезерованной оснастки и пластика для 3Д печати взяты из открытых источников. Стоимость работы оборудования вычислялась исходя из амортизационного периода на 4 года и энергопотреблении.

Таблица 1

Сравнение технологий по изготовлению оснастки

	Метод изготовления оснастки	
	Фрезерованная	Аддитивная
Материал заготовки	≈500 руб/кг	≈1500 руб/кг
Коэффициент использования материала	20..40%	100%
Работа оборудования	400 руб/час	130 руб/час
Готовая оснастка	103000 руб/м^2	13000 руб/м^2
Машинное время на изготовление	38 ч/м^2	14 ч/м^2

Таким образом, применение технологии 3Д печати FDM в изготовлении формообразующей оснастки позволит сократить затраты на оснастку в ≈8 раз и время на её изготовление в 2,5…3 раза. Снижение затрат на подготовку производства будет особенно

актуально для создания единичных самолётов-демонстраторов технологий и опытных летательных аппаратов, а также для организаций с небольшим бюджетом, таких как студенческие конструкторские бюро. Применение предлагаемой технологии по подготовке производства композитных летательных аппаратов позволит большему количеству коллективов реализовывать свои идеи и увеличит скорость развития авиастроительной отрасли, в частности малой авиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Лопатин А.Н., Зверков И.Д. Изготовление формообразующей оснастки аддитивными методами для композитных деталей //

2. Лопатин А.Н. Модернизация производства легкого летательного аппарата: дис. … магистр. 24.04.04: защищена 26.06.18: утв. 11.04.2018/ Лопатин Александр Николаевич. – Новосибирск, НГТУ, 2018. - 71 с.

3. Яблочников Е. И. Эффективность применения аддитивных технологий для изготовления литьевых форм и при подготовке производства изделий из термопластичных полимерных материалов/ Е. И. Яблочников, А. А. Грибовский, А. В. Пирогов// Металлообработка. – Санкт-Петербург: изд-во Политехника, 2013. – №5-6. с.74-80

4. Рыбкин В.А. Применение аддитивных технологий в технологической подготовке производства для литья термопластичных полимерных материалов/ В.А. Рыбкин, А.В. Щербаков, М.А. Шерышев// Успехи в химии и химической технологии. – М.: изд-во РХТУ, 2017. – №11. с.99-101

5. Лунев А.С. Внедрение аддитивных технологий в литейном производстве авиационной компании «Прогресс» / А.С. Лунев, Д.В. Бушуев, Ю.Ю. Горб, Н.А. Батина// Вестник инженерной школы ДВФУ – Владивосток: изд-во ДВФУ, 2016. – № 3(28) с. 99-105

6. Ahn D. Representation of surface roughness in fused deposition modeling/ Daekeon Ahna, Jin-Hwe Kweona, Soonman Kwonb, Jungil Songb, Seokhee Leec// Journal of Materials Processing Technology, Vol. 209 (2009) p.5593–5600

7. Post B. Additive Manufacturing of Wind Turbine Molds/ Brian Post, Bradley Richardson, Peter Lloyd, Lonnie Love, Stephen Nolet, James Hannan// CRADA Final report NFE-16-06051, June 2017

8. Kunc V. Numerical Simulation of Big Area Additive Manufacturing (3D Printing) of a Full Size Car/ V. Kunc, B. Compton, S. Simunovic, C. Duty, L. Love, B. Post, C. Blue, S. DorMohammadi, R. Dutton, C. Godines, H. Baid, F. Abdi.// Proceedings of SAMPE, Baltimore, MD, May 2015.

9. Wang T.M. A model research for prototype warp deformation in the FDM process / Tian-Ming Wang. Jun-Tong Xi. Ye Jin// Journal of Additive Manufacturing Technology, Vol. 33 (2007) p. 1087–1096

10. Zhang Y. 3D FEA simulations of fused deposition modeling process / Y. Zhang, Y. Kevin Chou // Proceedings of MSEC2006, Ypsilanti, MI, October 2006.

11. Huang Q. An Analytical Foundation for Optimal Compensation of Three-Dimensional Shape Deformation in Additive Manufacturing/ Qiang Huang, Gordon S. Marshall, Daniel J. Epstein // Journal of Manufacturing Science and Engineering, Vol. 138 (2016)

APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES IN THE PREPARATION OF THE PRODUCTION OF COMPOSITE AIRCRAFTS

Lopatin A.N.[1,2], Ryngach N.A.[2]

maestro-a-n@yandex.ru

Supervisor: N.A. Ryngach[2], Candidate of Technical Sciences, Associate Professor

(*[1]Siberian Scientific Research Institute of Aviation named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk;*

[2]Novosibirsk state technical university, Novosibirsk)

The method of manufacturing shaping equipment for composite parts based on 3D plastic printing is considered. The design of additive shaping tooling is described. The advantages and possible problems of the proposed technology are discussed. Economic indicators of the milled and additive equipment are compared.

УДК 669-1:669…5

ПРОИЗВОДСТВО ХЛАДОСТОЙКОГО ЛИСТОВОГО ПРОКАТА

Лукиных Д.А.
solina01@bk.ru
Научный руководитель А.В. Черноглазова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В данной работе рассмотрено производство хладостойкого листового проката и влияние включений на его свойства.

Судостроение – сложный и высокотехнологичный процесс, который актуален для военных или промышленных целей многих стран мира. Для строительства судов, как мореходных, так и речных используют специальные материалы.

Судостроение является одним из основных потребителей продукции металлопроката из-за обширного ассортимента и возможности придать металлу требуемые свойства и качества в совокупности с его долговечностью делает изделия незаменимыми для производства.

К листам, которые используют в судостроении, предъявляют повышенные требования по следующим показателям: устойчивость к пониженным температурам; отсутствие магнитных показателей; высокий уровень коррозионной стойкости, в том числе в агрессивной среде; устойчивость к расслаиванию и появлению трещин; устойчивость к высокому уровню вибраций и радиации; способность сохранять свои первоначальные свойства при температурных колебаниях. Кроме того, листы для судостроения должны хорошо обрабатываться, гнуться и длительное время эксплуатироваться в условиях повышенной влажности.

В наше время получение проката толщиной 10-70 мм ответственного назначения со стабильными показателями по сопротивлению хрупким разрушениям при низких температурах - хладостойкостью и трещиностойкостью является основным сегментом рынка.

Листы повышенной устойчивости к пониженным температурам, с высоким уровнем корозионной стойкости и с устойчивостью к высокому уровню вибрации и радиации достигается тем, что в способе производства хладостойкого листового проката толщиной 10…70 мм, включающем выплавку, разливку на заготовки, аустенитизацию, деформацию в заданном интервале температур и охлаждение до регламентированной температуры, в отличие от самого простого прокатного материала выплавляют вышесказанную сталь.

Проведем наглядное сравнение содержания с углеродистой сталью обыкновенного качества, которая используется для неответственных деталей повышенной пластичности, малонагруженных элементов сварных конструкций, которые работают при небольших нагрузках и в относительности положительных температурах.[Таблица 1]

Таблица 1

Сравнение содержания добавок в стали (%).

	C	Mn	Si	Ni	Al	Mo	Ti	Nb	V	N	S	P	Ca	Cu	Fe
Сплав получа-емый	0,06-0,12	0,60-1,20	0,15-0,35	0,05-0,40	0,02-0,05	0,003-0,08	0,002-0,02	0,02-0,06	0,02-0,05	0,001-0,008	0,001-0,008	0,003-0,012	0,005-0,03	0,05-0,30	остальное
Ст0	до 0,23	-	-	-	-	-	-	-	-	-	до 0,06	до 0,07	-	-	остальное

Аустенитизация выполняется при температуре 1180-1210°С, деформацию с регламентированными обжатиями не менее 12 % предварительно осуществляют при температуре 1000-1050°С, после проводят охлаждение полученной заготовки на воздухе до температуры начала окончательной деформации, окончательную деформацию проводят при температуре 880-770°С, причем каждое последующее обжатие на 1-4% больше предыдущего, ускоренное охлаждение осуществляют в интервале температур 620-510°С, далее листовой прокат замедленно охлаждают в штабеле до температуры окружающего воздуха.

За счет обеспечения высокого металлургического качества в отношении вредных примесей, газов и неметаллических включений, измельчения зерна и формирования структуры заданной морфологии достигается повышение сопротивления хрупким разрушениям (хладостойкости и трещиностойкости) в низколегированных сталях.

Наполнение жидкой стали кальцием снижает общий уровень загрязненности металла неметаллическими включениями, При этом оксидные и сульфидные включения не влияют на уровень хладостойкости. В то время как, увеличение содержания серы вызывает рост количества сульфидных включений, вызывающих слоистое разрушение, снижается работа распространения трещин и ударная вязкость. Сера увеличивает склонность металла к образованию трещин при сварке за счет образования дисперсных пленочных выделений сульфидов в зоне сварного шва. А в основе негативного влияния фосфора лежит расширение области ликвидус-солидус, приводящее к развитию процессов первичной ликвации. Фосфор обуславливает повышенную склонность к хрупким разрушениям при понижении температуры испытаний за счет обогащения межзеренных границ[3].

Наиболее эффективным механизмом, обеспечивающим повышение хладостойкости, является измельчение действительного зерна. Измельчение структуры достигается применением легирования титаном, азотом, ванадием и ниобием, которые, образуя мелкодисперсные карбонитриды, препятствуют росту зерна аустенита при нагреве и оказывают тормозящее действие на собирательную рекристаллизацию при высокотемпературной стадии прокатки. Титан является сильным карбонитридообразующим элементом, способствующим при выбранной концентрации измельчению зерна за счет образования дисперсных выделений с азотом. Дисперсные нитриды модифицируют литую структуру, обеспечивая мелкое аустенитное зерно, не подверженное существенному росту при выбранных температурах нагрева под прокатку.

Легирование азотом, титаном, ванадием и ниобием в заявляемых пределах наиболее эффективно способствует созданию в процессе прокатки и ускоренного охлаждения ультрамелкозернистой феррито-перлитной или феррито-бейнитной структуры с мелкодисперсными частицами карбонитридов ванадия и ниобия, эффективно стабилизирующими созданную структуру при эксплуатационных воздействиях - статических и циклических нагружениях[1,2].

Ниобий образует мелкодисперсные частицы Nb (C, N), которые используются для ограничения роста зерна аустенита, а при деформации - для регулирования процесса рекристаллизации[4].

Ванадий является высокоэффективным элементом для упрочнения стали, которое осуществляется благодаря выделению частиц карбонитрида при охлаждении проката или в процессе отпуска.

Главными отличительными особенностями способа производства являются:

- ограничение роста зерна при нагреве под прокатку в интервале температур 1180-1210°С, позволяющих обеспечить наиболее полное растворение включений для последующего упрочнения стали;
- повышение температурного интервала черновой стадии прокатки до 1000-1050°С для измельчения аустенитного зерна;
- обеспечение температуры конца прокатки листового проката толщиной 10-70 мм в интервале температур 880-770°С;
- регламентация температурного интервала ускоренного охлаждения при температурах 510-620°С.

Данные режимы для стали выбранного химического состава обеспечивают стабильные характеристики сопротивления хрупким разрушениям при температурах до минус 40°С после статических испытаний на крупногабаритных технологических пробах и стабильные характеристики трещиностойкости (CTOD) в листовом прокате толщиной 10-70 мм.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Мутылин И.Н. Судостроительные материалы: учеб. пособие. - Владивосто: Изд-во ДВГТУ, 2005. – 166 с.
2. Гуляев А.П. Металловедение. М.:Металлургия, 1986. -724 с.
3. Конструкционные материалы: Справочник/ Под ред Б.Н. Арзамасова. М.: Машиностроение, 1990.-688 с.
4. Хворова И.А. Материловедение. Технология конструкционных материлов: учебное пособие в 2-х ч. Часть 2 /И.А. Хворова; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011.-128 с.
5. Галкин В.В., Суворикова В.А. Производство хладостойкого листового проката // Патент России № 2432403. 2011. Бюл. 30
6. Зайцев А.И., Карамышева Н.А., Чиркина И.Н. Способ производства низколегированного хладостойкого листового проката // Патент России № 2688077. 2019. Бюл.14

PRODUCTION OF COLD STEEL SHEETS

Lukinykh D.A.
solina01@bk.ru
Scientific adviser: A.V. Chernoglazova, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

This paper discusses the production of cold-resistant sheet metal and the influence of inclusions on its properties.

УДК 629.7.02

ТЕХНОЛОГИЯ ВИБРОАБАРЗИВНОГО УДАЛЕНИЯ СЛЕДОВ КОНТАКТНО – ОСАЖДЕННОГО ЖЕЛЕЗА С ПОВЕРХНОСТИ ВЫСОКОРЕСУРСНЫХ ТИТАНОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Манькова С.В., Конышева В.К.

SvetaAfonina.1001@mail.ru, Vikysha_0895@mail.ru

(Филиал АО «Компания «Сухой» «Комсомольский-на-Амуре авиационный завод имени Ю.А. Гагарина», г. Комсомольск-на-Амуре)

Аннотация. Цель: определение возможности удаления контактно-осажденного железа после виброударного упрочнения стальными шариками с поверхности технологических образцов из сплава ВТ6ч виброабразивной зачисткой керамическими чипсами.

Результаты: зачистка керамическими чипсами RXX 15/15 на установке Rosler в течение 80 и 160 минут, как и травление в азотной кислоте позволяет практически полностью удалить железо, внедренное после виброударного поверхностного упрочнения. Единичные включения железа остаются при любых видах обработки. По результатам климатических испытаний образцов (прошедших упрочнение, упрочнение и зачистку, упрочнение и травление) явных признаков продуктов коррозии железа не выявлено. Присутствие следов железа определяется только при применении аналитических химических реагентов с высокой чувствительностью. После виброабразивной зачистки упрочненных образцов происходит увеличение количества циклов до разрушения.

Заключение: исследования влияния зачистки на сопротивление усталости показали, что виброабразивная зачистка упрочненных образцов способствует повышению сопротивления усталости.

Введение

В настоящее время в мировом самолетостроении наметилась тенденция к увеличению ресурса проектируемых самолетов с одновременным неуклонным снижением массы конструкции планера. Применение титановых сплавов в элементах конструкции силового набора имеют важные преимущества по сравнению с другими конструкционными материалами: высокое удельное сопротивление усталости, значительную массовую эффективность конструкции, высокую коррозионную стойкость. Сопротивление усталости деталей шасси, массивных балок, фитингов, кронштейнов, особенно сопротивление образованию усталостной трещины и коррозии под напряжением может быть радикально повышено путем поверхностного упрочнения.

Одним из технологических приемов упрочнения является виброударная обработка как метод обработки посредством поверхностного пластического деформирования. В виброударной обработке различают вибрационное ударное поверхностное упрочнение стальными шариками (при обработке деталей из сталей и титановых сплавов) и вибрационную ударную абразивную обработку гранулами (керамическими чипсами) для зачистки (снижение шероховатости, скругление острых кромок, удаление следов предшествующей обработки).

На российских авиастроительных предприятиях вибраударное упрочнение осуществляется в соответствии с требованиями нормативных документов, разработанных научными институтами ОАО «Национальный институт авиационных технологий», «Всероссийский научно – исследовательский институт авиационных материалов». В соответствии с требованиями ПИ 1.4.2188 виброударное упрочнение деталей из титановых сплавов проводится в три этапа:

1)подготовка поверхности детали путем вибрационной ударной обработки абразивными керамическими чипсами на оборудовании фирмы Rosler; 2) создание упрочняющего слоя путем поверхностного упрочнения стальными шариками на установке

ВУД-4000; 3) удаление с поверхности упрочненных деталей контактно – осажденного железа посредством химической обработки в растворе азотной кислоты.

Обработка поверхностным пластическим деформированием создает остаточные напряжения, которые являются результатом воздействия двух основных факторов – упруго-пластической деформации, за счет которой возникают остаточные сжимающие напряжения в поверхностном слое, и тепловых процессов, происходящих при ударе, за счет которых у поверхности возникают остаточные растягивающие напряжения (рис. 1). Отмечается, что только сжимающие напряжения улучшают прочностные свойства деталей. При этом наблюдается формирование максимума деформационных напряжений в глубине слоя за счет того, что область максимальных касательных напряжений, в которой начинает зарождаться пластическая деформация, располагается на некоторой глубине от поверхности, а пластическая деформация в лежащей выше области, непосредственно примыкающей к поверхности, начинается позже и протекает менее интенсивно.

а) б)

Рисунок 1 – Пример эпюр НДС пластины из деформируемого титанового сплава ВТ-22:
а – при скорости удара 5 м/с и диаметре шарика 6 мм в зависимости от кратности удара;
б – при диаметре шарика 6 мм в зависимости от скорости удара

Следует учесть, что, при упруго-пластическом внедрении шариков в поверхность упрочняемой детали может наблюдаться образование поверхностных микротрещин . Контактный удар сопровождается значительными пластическими деформациями и при динамическом контактном нагружении на поверхности образуются радиальные микротрещины, которые не уходят далеко вглубь материала, а распространяются на глубину, не превышающую глубину внедрения шарика. При многократном приложении динамической нагрузки (ударно-циклическое нагружение) происходит образование между радиальными неполных кольцевых (сегментных) микротрещин. В дальнейшем их смыкание приводит к образованию осколков (фрагментов разрушения).

Побочным эффектом вибрационного ударного упрочнения, возникающим в результате контакта стальных шариков с обрабатываемой поверхностью, является внедрение железных частиц рабочих тел (осколков, стружки и т.д.) в поверхностный слой детали. Образование в поверхностном слое детали из титанового сплава контактно-осаждённого железа негативно влияет на коррозионную стойкость деталей.

Принимая во внимание все вышеуказанное, получается следующее: основная часть поверхностного слоя после упрочнения виброударной обработкой характеризуется сжимающими остаточными напряжениями с благоприятной структурой микронеровностей и пониженной пористостью, но, вместе с этим, в верхней части поверхностного слоя, незначительной по высоте, присутствуют поверхностные микротрещины на фоне растягивающих остаточных напряжений с внедрёнными в приповерхностный слой частицами контактно-осаждённого железа, наличие которых снижает эффект упрочнения от поверхностного пластического деформирования и создаёт условия для коррозионного повреждения титановых деталей. Для снижения негативных явлений существующая

производственная технология предусматривает удаление следов контактно-осаждённого железа посредством кислотной обработки заготовок после виброударного упрочнения [1].

Данная работа посвящена определению возможности удаления контактно-осажденного железа после виброударного упрочнения стальными шариками с поверхности технологических образцов из сплава ВТ6ч виброабразивной зачисткой керамическими чипсами. Предполагается, что виброабразивная зачистка способствует не только успешному удалению следов железа, но и повышает сопротивление усталости, из-за удаления разрыхленного верхнего слоя, характеризующимся растягивающими напряжениями и зарождающимися микротрещинами.

2. Методы и материалы

Исследованию подвергали технологические плоские образцы корсетного типа из деформируемого титанового сплава высокой прочности ВТ6ч . Заготовки образцов толщиной 6 мм вырезались в высотном – долевом направлении из плиты толщиной 40 мм на ленточнопильном станке. Вырезанные заготовки подвергались черновому фрезерованию в размер 170×38 мм а, затем шлифованию по толщине в размер 3,1 мм. Концентраторы R30 были вырезаны на проволочном электроэрозионном станке. Прошедшие механическую обработку образцы подвергались неполному вакуумному отжигу при температуре 850 °С в течение 2 часов.

Перед упрочнением производилась виброабразивная зачистка всех технологических образцов чипсами RXX 15/15 на установке Rosler R550/4000 в течение 80 минут.

Виброударное упрочнение образцов КТ-1 ÷ КТ-6 и КТ-8 ÷ КТ-11 производилось на установке ВУД-4000, при разведении дебалансов на угол 110 (амплитуда колебаний по виброскопу составила ~4,5 мм.).

Для определения оптимального времени виброударной обработки проведено определение интенсивности обработки при поверхностном пластическом деформировании на установке ВУД-4000 в соответствии с производственной инструкцией [1] по данным измерения прогибов контрольных пластин. При отработке режимов виброударной обработки в контейнер ВУД-4000 устанавливается оснастка с закрепленными на ней образцами в горизонтальном положении, и контрольными пластинами в 4-х направлениях (верх, низ и по бокам). Доступ рабочей среды к образцам и контрольным пластинам осуществлялась со всех сторон. Виброударное упрочнение технологических образцов производилось на установке ВУД-4000 в течение 40 мин. Прогибы контрольных пластин составили 0,95…1,53 мм со средним значением 1,18 мм, что соответствует требованиям производственной инструкции [1].

Контроль наличия следов железа на поверхности образцов проводился наложением на нее плотно прилегающей фильтровальной бумаги, смоченной в растворе, содержащем калий железосинеродистый в соответствии с требованиями производственной инструкции [1].

Количественный химический состав поверхности образцов был получен посредством сканирующего электронного микроскопа SEM S-3400N Hitachi с приставкой энергодисперсионного анализа EDX Thermo.

После виброударного упрочнения и контроля наличия следов железа часть образцов подверглись различным технологическим операциям, представленным в табл. 1.

Таблица 1

Список образцов, прошедших обработку после упрочнения

Обозначение образца	Обработка
КТ-1, КТ-2, КТ-3	Виброабразивная зачистка на установке Rosler R550/4000 чипсами Rxx 15/15 в течение 80 мин
КТ-4, КТ-5, КТ-6	Виброабразивная зачистка на установке Rosler R550/4000 чипсами Rxx 15/15 в течение 160 мин
КТ-8, КТ-9	Травление в растворе азотной кислоты 60 мин

Испытания образцов на коррозионную стойкость поверхностного слоя проводились в климатической камере в течение 6 циклов.

Для оценки качества поверхности образцов, подвергшихся различным видам обработки, проведено исследование их шероховатости на приборе Mitutoyo Surftest SJ-210 с отсечкой шага 0,8 мм и длиной трассы 4 мм.

Для определения влияния технологии обработки на сопротивление усталости проведены испытания технологических образцов на малоцикловую усталость. Испытания на усталостную прочность проводились на установке LFV 63-НН при следующих условиях: одноосное растяжение с синусоидальным циклом нагружения; частота циклирования 8 Гц; максимальное напряжение 810 МПа; коэффициент асимметрии 0,1.

3. Результаты исследований

Исследуемые образцы крепились в контейнере установки ВУД-4000 неподвижно с горизонтальным расположением их плоских поверхностей. По прогибу контрольных пластин определили, что интенсивность обработки поверхности образцов, обращенной ко дну контейнера (нижняя сторона образца), примерно в 1,2 раза выше интенсивности обработки поверхности верхней стороны образцов. Вследствие чего интенсивность контактного осаждения железа на нижней стороне образцов выше, чем на верхней стороне. В связи с этим контроль наличия железа проводился на одной из сторон, подвергшейся наибольшей интенсивности обработки.

Контроль наличия следов железа на поверхности образцов проводился наложением на нее плотно прилегающей фильтровальной бумаги, смоченной в растворе, содержащем калий железосинеродистый (3 г/л) и натрий хлористый (10 г/л) в течение 15 минут. После промывки упрочненных образцов и проведения контроля на содержание железа установлено железистое загрязнение поверхностей всех образцов: при наличии железа на бумаге образуются отпечатки синего цвета.

Контроль осажденного железа на поверхности образцов после виброабразивной зачистки и химической обработки. Очистку поверхности образцов КТ-1 ÷ КТ-3 осуществляли виброабразивной зачисткой образцов на установке Rosler R550/4000 чипсами RXX 15/15 в течение 80 мин, образцов КТ-4 ÷ КТ-6 в течение 160 мин с контролем толщины снимаемого слоя (рис. 2).

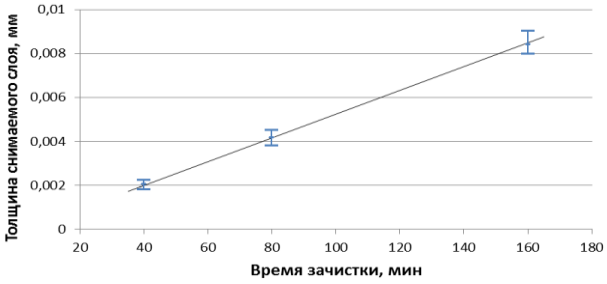
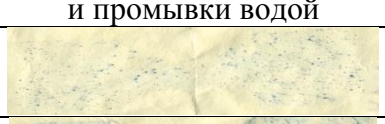
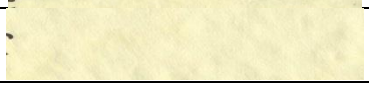


Рисунок 2 – Изменение толщины снимаемого слоя от времени зачистки чипсами деталей из сплава ВТ6ч

По результатам контроля образцов, прошедших виброабразивную зачистку, выявлено присутствие следов железа на образцах КТ-1 ÷ КТ-3, прошедших обработку в течение 80 мин. (табл. 2).

Таблица 2

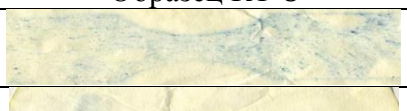
Результаты контроля наличия железа на поверхности образцов после абразивной зачистки чипсами на Rosler

Номер образца	Длительность зачистки	После упрочнения и промывки водой	После зачистки чипсами на Rosler
КТ-1	80 минут		
КТ-2			
КТ-4	160 минут		
КТ-5			

Удаление следов железа с поверхности упрочненных образцов КТ-8 и КТ-9 проводилось обработкой в растворе, содержащем 400 г/л азотной кислоты, в течение 1 ч с промежуточным контролем на содержание железа через 30 мин. По результатам контроля образцов, прошедших травление в течение 1 часа, выявлено присутствие следов железа на образце КТ-8 (табл. 3).

Таблица 3

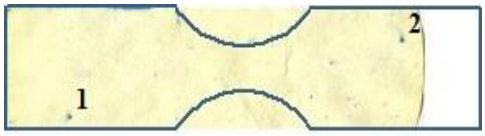
Результаты контроля наличия железа на поверхности образцов после обработки в растворе азотной кислоты

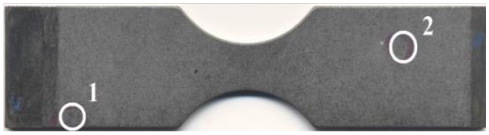
Обработка	Образец КТ-8	Образец КТ-9
После упрочнения и промывки		
После обработки в растворе азотной кислоты в течение **30** минут		
После обработки в растворе азотной кислоты в течение **60** минут		

Результаты исследования количественного химического состава поверхности образцов (рис. 3) позволяют провести сравнительную оценку эффективности удаления железа с поверхности образцов: после зачистки абразивными чипсами на поверхности образцов КТ-1 и КТ-5 выявлено железо в количестве, составляющем до 2 % от содержания остальных элементов на поверхности этих образцов; при этом после химического удаления железа с поверхности образца КТ-8 фиксируется содержание железа в количестве, составляющем около 4 % от содержания остальных элементов на поверхности этого образца. Поверхность образца КТ-7, не подвергавшаяся виброударному упрочнению, практически, не содержит железа; а поверхность образца КТ-11, упрочненная виброударной обработкой, для которой не проводилось удаление следов железа, содержит данный элемент в количестве, составляющем около 7 % от содержания остальных элементов на поверхности образца.

Рисунок 3 – Содержание железа, %, по отношению к содержанию остальных элементов на поверхности образцов

Получается, что бóльшая часть контактно-осажденного железа удаляется механической зачисткой (табл. 2) и обработкой кислотным раствором (табл. 3), но и после этих процедур обнаруживаются места на поверхности со следами железа (рис. 4). При рассмотрении таких следов под увеличением обнаружилось, что эти следы представляют собой вдавленные на глубину до 6 мкм частицы железа – осколки стальных шариков округлой формы. Мелкодисперсные частицы железа легко удаляются кислотным раствором, а более крупные частицы, отколовшиеся от стальных шариков, внедряются при ударении рабочих тел в обрабатываемую поверхность. Такие внедренные частицы слабо поддаются удалению кислотным раствором, но удаляются при зачистке поверхности.

а) 

б) 

1, 2 – места обнаружения следов железа

в)

г)

Рисунок 4 – Следы железа на поверхности образца КТ-3:
а – фильтровальная бумага; б – поверхность образца; в – увеличенный вид поверхности в месте 1; г – увеличенный вид поверхности в месте 2

Оценка результатов климатических испытаний проведена по ГОСТ 9.311 [11] визуальным осмотром: на образцах КТ-1 ÷ КТ-6 слабо выраженные пятна темного цвета; на образцах КТ-8 ÷ КТ-11 отчетливо видны пятна темного цвета. Выявленные пятна характерны для налета от высыхания конденсата.

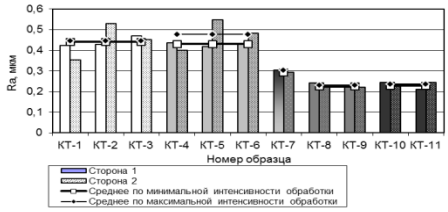
После протирки образцов х/б ватным диском, смоченным в растворителе 96 % - ного этилового спирта, наблюдали следующее:

- на образах КТ-1 ÷ КТ-6 налет от конденсата полностью удален;
- на образцах КТ-8, КТ-9 налет от конденсата стирается, а на поверхности образцов остается незначительные пятна, которые просматриваются только под определённым углом в отраженном свете. При проверке налета на х/б диске раствором согласно п.9.8 инструкции [1], наличие железа не обнаружено.
- на образцах КТ-10, КТ-11 налет от конденсата стирается, на поверхности образцов остается незначительные пятна, которые просматриваются только под определённым углом в отраженном свете. При проверке налета на х/б диске раствором согласно п.9.8 инструкции [1], обнаружены единичные следы железа.

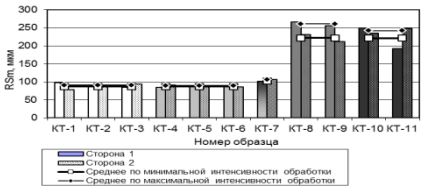
Ресурсные испытания. На ресурс изделий влияет состояние поверхностного слоя, характеризующегося наклепом, сжимающими остаточными напряжениями, параметрами

микронеровностей (высотные и шаговые параметры шероховатости).

При контроле шероховатости поверхности выявили, что для поверхностей образцов, зачищаемых керамическими чипсами после упрочнения, значение параметра Ra больше, в среднем, на 0,2 мкм, а параметра RSm меньше, в среднем, на 150 мкм значений параметров Ra и RSm, соответственно, для поверхностей образцов, полученных упрочнением стальными шариками без последующей механической обработки при зачистке (рис. 5). Наблюдались отличия в значениях параметров шероховатости поверхностей верхней и нижней сторон образцов.



а) высотный параметр Ra, мкм



б) шаговый параметр RSm, мкм

Рисунок 5 – Шероховатость поверхностей образцов

Предварительные исследования влияния зачистки на усталостную прочность показали, что после виброабразивной зачистки упрочненных образцов происходит увеличение количества циклов до разрушения (табл. 4, рис. 6).

Таблица 4

Результаты ресурсных испытаний

Номер образца	Изготов-ление образцов	Зачист-ка	Упроч-нение	Зачистка	Климат. испыт.	Ra, мкм	Кол-во циклов до разру-шения
КТ-1	Фрезерование; Шлифование; Электроэрозия; Отжиг	80 мин. на Rosler	40 мин. на ВУД-4000	80 мин. на Rosler	+	0,38	23 613
КТ-2					+	0,46	21 675
КТ-3					+	0,45	20 373
КТ-4				160 мин. на Rosler	+	0,40	21 059
КТ-5					+	0,48	21 938
КТ-6					+	0,46	19 855
КТ-8				Р-р азотной кислоты	+	0,23	20 425
КТ-9					+	0,22	19 207
КТ-10				---	+	0,23	20 289
КТ-11				---	+	0,21	18 723

Рисунок 6 – Влияние обработки образцов из сплава ВТ6ч на сопротивление усталости

4. Заключение

1. Проведение операции виброабразивной зачистки керамическими чипсами титановых деталей, прошедших виброударное поверхностное упрочнение стальными шариками, позволяет удалить контактно-осаждённое железо с поверхностного слоя детали, что позволяет исключить из технологического процесса операцию травление в азотной кислоте.

2. Режимы виброабразивной зачистки керамическими чипсами титановых деталей для удаления контактно-осаждённого железа необходимо выбирать таким образом, чтобы толщина удаляемого слоя не превышала значений толщины поверхностного слоя с остаточными растягивающими напряжениями. Для титанового сплава ВТ6ч рекомендуемое значение удаляемого слоя составляет 4,5 – 6 мкм.

3. Не удаляемыми частицами железа являются осколки шариков с объёмными показателями, превышающими значения толщин удаляемого слоя. Данные фрагменты не удаляются и при химической обработке.

4. По результатам климатических испытаний образцов (прошедших упрочнение, упрочнение и зачистку, упрочнение и травление) явных признаков продуктов коррозии железа не выявлено. Ухудшение внешнего вида не происходит. Присутствие следов железа определяется только при применении аналитических химических реагентов с высокой чувствительностью.

5. Предварительные исследования влияния зачистки на сопротивление усталости показали, что виброабразивная зачистка упрочненных образцов способствует повышению сопротивления усталости. Данный эффект можно объяснить удалением поверхностного слоя, содержащего микротрещины и подверженного влиянию остаточных растягивающих напряжений.

6. Виброабразивная инженерия поверхности высокоресурсных титановых деталей летательных аппаратов, прошедших виброударное упрочнение, позволяет получить удовлетворительные коррозионные свойства без применения химического травления и повысить ресурсные характеристики изделий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. ПИ 1.4.2188-2005 Вибрационная ударная обработка деталей. – Введ. 01.01.2006. – М.: ОАО «НИАТ». – 69 с.

TECHNOLOGY OF VIBRO-ABRASIVE REMOVAL OF TRACES OF CONTACT-DEPOSITED IRON FROM THE SURFACE OF HIGH-RESOURCE TITANIUM PARTS OF AIRCRAFT

Mankova S., Konysheva V.
SvetaAfonina.1001@mail.ru, Vikysha_0895@mail.ru
(KnAAZ name of Y.A. Gagarin, Komsomolsk-on-Amure)

Annotation. Purpose: to determine the possibility of removing contact-deposited iron after vibration-shock hardening with steel balls from the surface of technological samples made of VT6h alloy by vibration-abrasive stripping with ceramic chips.

Results: stripping with RXX 15/15 ceramic chips at the Rosler installation for 80 and 160 minutes, as well as etching in nitric acid, allows almost completely removing iron embedded after vibro-shock surface hardening. Single iron inclusions remain during all types of processing. According to the results of climatic tests of samples (which have undergone hardening, hardening and stripping, hardening and etching), there were no obvious signs of iron corrosion products. The presence of traces of iron is determined only when using analytical chemicals with high sensitivity. After vibration-abrasive stripping of hardened samples, the number of cycles before destruction increases.

Conclusion: studies of the effect of stripping on fatigue resistance have shown that vibration-abrasive stripping of hardened samples increases fatigue resistance.

УДК 678

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СВЕТОПРОЗРАЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Меркушев Р.М.
mrm18@mail.ru
Научный руководитель: К.А. Андрианова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Рассмотрены перспективы применения светопрозрачных конструкций из полимерных композиционных материалов. Показаны основные области применения, проанализированы достоинства и недостатки таких конструкций.

С конца первой половины XX века началось активное развитие материаловедения как науки, когда появились хорошие прочные и легкие стеклопластики и из них начали делать планеры, а затем и многое другое. Современную авиацию, ракетно-космическую технику, судостроение, машиностроение вряд ли можно сейчас представить без полимерных композитов. Чем больше развиваются эти отрасли техники, тем шире в них используют композиты, тем выше становится качество этих материалов.

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) в строительстве применяются широко как для производства конструкций и изделий, так и для их защиты от воздействия естественных условий внешней среды. В настоящее время стремительное развитие получают светопрозрачные полимеры, которые в современном строительстве играют немаловажную роль.

При проектировании архитектор стремится объединить функциональность сооружения с эстетичностью. Большую роль в этом играют светопропускающие конструкции, улучшающие внешний вид и позволяющие в полной мере использовать солнечный свет для освещения. Главными в таких конструкциях являются светопропускающие элементы. До недавнего времени основой их служило стекло. Однако в связи с тем, что оно дорого в производстве, обладает большой массой, неустойчиво к нагрузкам и не имеет пластичности, область его применения ограничена. Сегодня на замену стеклу пришли новые материалы – полимеры.

Среди полимеров, применяемых в производстве, наиболее приемлемы стеклонаполненные термореактивные материалы на основе термоэфирных смол – полиэфирные стеклопластики. Именно они наиболее удачно сочетают в себе свойства, необходимые для изготовления светопрозрачных конструкций. Стеклопластик является материалом трудносгораемым и не размягчающимся под воздействием высокой температуры, сжечь его можно только в пламени сильной горелки. Его дымообразующая способность гораздо ниже, чем у дерева и поливинилхлорида (ПВХ).

Для изготовления светопрозрачных стеклопластиков применяют в основном полиэфирные смолы, представляющие собой растворы ненасыщенных полиэфиров умеренного молекулярного веса в мономерах.

Высокое светопропускание полиэфирных стеклопластиков обусловлено максимальной близостью показателей преломления входящих в него основных компонентов – полиэфирной смолы и стеклянного волокна, а также прозрачностью этих компонентов [1]. Показатели преломления отвержденной смолы и стекловолокна можно сблизить, изменяя либо показатель преломления смолы, либо показатель преломления стекловолокна, либо показатели преломления обоих этих компонентов [2].

Идеальным случаем является полное равенство показателей преломления смолы и стекловолокна, и достичь этого можно при строго определенной температуре [3].

Стекло и смола, применяемые для изготовления светопропускающих стеклопластиков, а также катализатор и инициатор, вводимые в смолу для ее отверждения, должны быть, по возможности, бесцветными. На прозрачность смолы существенное влияние оказывает температурный режим отверждения [4]. Кроме того, для получения высокого светопропускания слой оптически прозрачного материала, прежде всего, не должен иметь расслоений и внутренних механических дефектов [5].

Конкретный срок службы данных материалов при их наружной экспозиции зависит от ряда условий: климатического пояса, степени загрязненности воздуха и требуемой стабильности свойств.

В авиационной промышленности применение таких конструкций на данный момент не так распространено. Прозрачные композитные панели могут быть применены в качестве оконных конструкций в самолетах, где высокая прочность и легкость конструкции имеют огромное значение, для изготовления малонагруженных деталей летательного аппарата, а также в качестве структурных составляющих, например, платформе фюзеляжа [6].

Одним из примеров использования светопрозрачных стеклопластиков является изготовление консоли крыла малоразмерного летательного аппарата (МЛА). За последние годы малоразмерные ЛА стали популярным инструментом наблюдения в сфере обороны и безопасности [7]. Одним из примеров использования светопрозрачных стеклопластиков является изготовление консоли крыла малоразмерного ЛА (рис. 1), поскольку данная деталь является самой заметной частью планера.

Рис.1. Стрингерная панель консоли крыла МЛА из светопрозрачного стеклопластика[8]

Такие конструкции относятся и к области строительства, в частности к стекольной промышленности, а именно, к светопрозрачным конструкциям и, могут быть использованы при производстве стеклопакетов для ограждения наружных проемов зданий и сооружений в виде окон, витражей, стеклянных фасадов к зимним садам, атриумов, зенитных фонарей, покрытий для теплиц и дверей [9].

В зарубежном строительстве из всех типов стеклопластика основное применение нашел светопрозрачный стеклопластик, который с успехом используется в промышленных зданиях в виде листовых элементов волнистого профиля (как правило, в сочетании с волнистыми листами из асбестоцемента или металла), плоских панелей, куполов, пространственных конструкций.

Светопрозрачные стеклопластики, которые еще совсем недавно применялись только в виде волнистых листов, сейчас начинают широко использоваться и для изготовления крупногабаритных конструкций, в особенности стеновых и кровельных панелей стандартных размеров, способных конкурировать с подобными конструкциями из традиционных материалов.

Светопрозрачные ограждающие конструкции служат заменой трудоемким и малоэкономичным оконным блокам и фонарям верхнего света промышленных, общественных и сельскохозяйственных зданий.

Рис.2. Светопрозрачный стеклопластик – «Фибролайт» - заменяет стекло в покрытиях теплиц, парников и др. сельскохозяйственных сооружениях.

Светопрозрачные ограждения нашли широкое применение в стенах и кровле, а также в элементах вспомогательных сооружений: навесах (рис. 2), киосках, ограждениях парков и мостов, балконов, лестничных маршей и др.

В последнее время в связи со снижением цен на стеклопластики и получением самозатухающего материала светопрозрачный стеклопластик начали применять в виде больших или сплошных площадей в ограждающих конструкциях промышленных и общественных зданий.

Наряду со светопрозрачными стеклопластиками в последние годы в ряде стран все большее распространение получает также жесткий светопрозрачный винипласт в основном в виде волнистых листов. Хотя этот материал больше, чем стеклопластик, чувствителен к температурным колебаниям, обладает меньшим модулем упругости и, по ряду данных, менее долговечен, он тем не менее имеет определенные перспективы в связи с широкой сырьевой базой и определенными технологическими преимуществами [10].

В настоящее время еще трудно отдать предпочтение той или иной технологической схеме изготовления светопрозрачных стеклопластиковых конструкций. Это можно будет сделать лишь после того, как будет налажено их производство и получены данные по эксплуатации различных видов светопрозрачных конструкций.

Заключение

В настоящее время светопрозрачные конструкции из полимерных композиционных материалов (ПКМ) играют важную роль во многих сферах деятельности человека. Они обретают всю большую популярность. Большой интерес к ним проявляют в науке, исследуя различные свойства как конструкций, так и материалов, входящих в их состав.

Данные материалы предлагают различные механические преимущества по сравнению с другими прозрачными материалами, включая высокую прочность и жесткость, а также исключительную устойчивость к воздействию из-за их квазихрупкого характера. Это потенциально позволяет использовать их в больших и несущих конструкциях.

Дальнейшие перспективы светопрозрачных конструкций оцениваются с оптимизмом. Удельно-прочностные характеристики и свойства указывают на то, что в ближайшее время такие конструкции будут играть важнейшую роль в различных отраслях производства, вытесняя стекло и металлы.

Современные достижения материаловедения, информационных технологий, наличие объемных баз данных позволяют автоматизировать проектирование полимерных композитов.

Дальнейшим развитием композитов является создание «интеллектуальных» полимерных композитов, т.е. материалов, адекватно реагирующих на воздействия извне. Такие материалы способны не только противостоять внешним воздействиям, но и исправлять возникшие повреждения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Smith A., Lowry J. Modern plastics, v. 35, No. 7, 1958.

2. Альперин В.И. Светопрозрачные стеклопластики в строительстве / В.И. Альперин, К.А. Чапский. – Москва. Изд-во литературы по строительству, 1968 - 174 с.

3. Turunen J., Berndtsson B. Kunststoffe, Bd. 48, Na. 5, 1958.

4. Светопропускающие свойства стеклопластиков [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.oknosite.ru/articles/6.html. Свободный – Загл. с экрана.

5. Рускол И.Ю. Оптически прозрачные фотоотверждаемые кремнийорганические композиции / И.Ю. Рускол, Е.И. Алексеева, Л.А. Скрипниченко, А.Н. Бабин, Н.С. Китаева, Н.И. Швец // Клеи. Герметики. Технологии. – 2007. - №12. – С. 10-15.

6. Patent 5039566A (US). Int Cl.^{3}B29C 63/10. Transparent composite material / Raymond J. Skubic, Janes O. Stofier, Delbert E. Day, Steven E. Baldini University of Missouri System. - Appl. No. 13/288,491; Filed: Nov. 3, 2011; Date of Patent: May 9, 2013.

7. Компания «Военное обозрение». Мини- и микробеспилотные летательные аппараты [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://topwar.ru/86216-mini-i-mikro-bespilotnye-letatelnye-apparaty.html. Свободный – Загл. с экрана.

8. Алтынцева Т.Ю., Андрианова К.А., Ковалев В.В. Применение светопрозрачных конструкций в производстве летательных аппаратов / Материалы Всероссийской научно-практической конференции «Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли». – 2018. – С. 112-115.

9. Патент 2694537C1 (RU) от 16.07.2019. Светопрозрачная конструкция (варианты).

10. Светопрозрачные и другие конструкции из стеклопластика [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://penzavod.ru/svetoprozrachnye-i-drugie-konstrukcii-iz-stekloplastika.html. Свободный – Загл. с экрана.

PROSPECTS FOR THE USE OF LIGHT TRANSMISSION STRUCTURES MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS

Merkushev R.

mrm18@mail.ru

Supervisor: K. Andrianova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The prospects of using light transmission structures made of polymer composite materials are considered. The main areas of application are shown, the advantages and disadvantages of such structures are analyzed.

УДК 66

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЦАНГОВЫХ И ГИДРОПЛАСТОВЫХ ПАТРОНОВ

Мешков А.А.
a_meshkov98@mail.ru
Научный руководитель: М.С. Салина, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Рассматриваются приспособления для закрепления заготовки на токарных операциях. Приводится сравнительный анализа цанговых и разжимных патронов. Теоретически проанализированы конструкция, характеристики, способы закрепления, принципы работы, пятна контактов с сопрягаемой деталью, рентабельность цанговых и разжимных патронов.

В машиностроении существует большое разнообразие приспособлений для закрепления заготовки на токарных операциях. Приспособление выбирается по нескольким параметрам: типоразмер детали, требуемые условия работы, требуемая точность обрабатываемой поверхности. Одними из распространенных приспособлений для закрепления деталей типа втулок являются цанговые и разжимные патроны.

Относительно рассматриваемых патронов были теоретически проанализированы конструкция, характеристики, способы закрепления, принципы работы, пятна контактов с сопрягаемой деталью, рентабельность.

Цанговые оправки используются для базирования изделий по внутренним отверстиям. На данный момент, существует огромное разнообразие вариантов исполнения цанговых оправок, но любая из них в качестве базовых элементов содержит саму пружинящую втулку, т.е. цангу и разжимной конус. С двух сторон одновременно цанги разжимаются благодаря разрезам параллельно оси. Когда конус перемещается вдоль оси цанги, она разжимается и центрирует заготовку, удерживая ее от проворачивания. Данная конструкция имеет достоинства. Она довольно проста в исполнении ввиду простой конфигурации, также она несложна в обслуживании. Отрицательными качествами такого патрона являются довольно длительное вспомогательное время и возможность торцевого биения. Существуют похожие компоновки патронов, где зажим происходит от пневмосистемы станка, что значительно сокращает вспомогательно время.

Разжимной конус может рассматриваться в виде круглого клина, а соединение цанга-конус – в виде клинового соединения. Одним из недостатков такого соединения является то, что при определенных обстоятельствах (как правило, этим обстоятельством является угол наклона конуса по отношению к собственной оси, стремящийся к значению в 7°) может произойти самоторможение. Это является недостатком этого способа, потому что для снятия детали требуется приложить немалое усилие на конус, чтобы высвободить его из цанги.

Следующим недостатком цанговых оправок обнаружилось то, что они имеют неравномерные пятна контакта как параллельно оси цанги, так и в ее сечении. Ввиду наличия зазора между деталью и цангой, при небольшом смещении конуса вдоль его оси, окружности наибольших диаметров будут контактировать с наименьшими окружностями конического отверстия цанги. Все сектора цанги при этом опираются на конус лишь в двух точках. Контакт цанги с установленной деталью осуществляется в трех местах (рисунок 1).

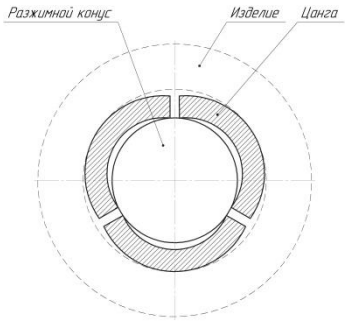


Рисунок 1 – Поперечное сечение цанговой оправки после зажима

А величина прилипания по образующим зависима от величины зазора [1].

Цанговые оправки применяются, главным образом для зажима изделий с отверстиями, обработанными по 7-9 квалитету точности.

Как сказалось ранее, в цанговых зажимных механизмах захват заготовки происходит за счет разрезной втулки или самого корпуса, имеющим подобные прорези. Отличительной особенностью упруго расширяющихся оправок является отсутствие этих прорезей на втулке или корпусе. Принцип работы сводится к расширению стенки гильзы (при базировании детали за ее центральное отверстие) или сжатию (при базировании детали по внешней цилиндрической поверхности) под действием сил, приложенных равномерно по всей длине. Таким методом заготовки центрируются довольно точно, что дает хорошие показатели соосности и цилиндричности обрабатываемых поверхностей. Деформация стенки втулки должна быть в пределах упругости. Следовательно, остаточным деформациям втулки уделяется особое внимание, так как в противном случае зазор между втулкой и отверстием детали уменьшится, и устанавливать деталь свободно станет невозможно.

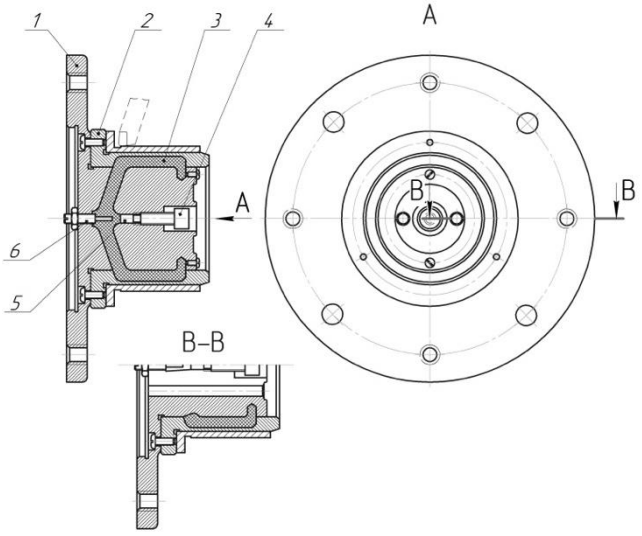
В оправках данного типа внешняя сила действует на стенку втулки через промежуточный заполнитель. По виду этого заполнителя расширяющиеся оправки можно разбить на три группы:

1) Роликовые (внешнее усилие передается посредством роликов, помещенных в сепаратор);

2) Гидравлические (заполнителем камеры в которых является пластическое вещество или резина);

3) Гидравлические (камера в которых заполняется жидкостью – маслом).

Гидравлическая оправка представлена на рисунке 2.



1 – корпус оправки; 2 – зажимная втулка;
3 – пластическая масса; 4 – винт; 5 – поршень;

Рисунок 2 – Гидравлическая оправка с пластмассой

На корпусе оправки 1 устанавливаемой на станке, устанавливается расширяющая тонкостенная втулка 2. В полость между корпусом оправки и втулкой заливается пластическое вещество 3. Давление в пластмассе создается по закону Паскаля закручиванием винта 4 через поршень 5, и деталь центрируется и зажимается. Упорный винт 6 ограничивает ход поршня для того, чтобы расширение втулки происходило строго в допускаемых пределах упругости [1].

Существуют конструкции патронов, где давление в пластмассе создает плунжер, который приводится в движение от пневмопривода или пневмоаккамуляторов. Упор калибруется специальной втулкой, у которой диаметр отверстия незначительно больше, чем максимально допустимый диаметр обрабатываемых деталей. Благодаря равномерной деформации стенки гильзы, а также маленькому зазору между гильзой и отверстием детали обеспечивает точность центрирования при зажиме детали в пределах нескольких сотых миллиметра.

Существует ряд требований, предъявляемых к пластмассе, используемой в гидравлических оправках:

1) Пластмасса должна легко поддаваться сжатию и иметь однородную структуру, чтобы передавать давление на стенки втулки равномерно;

2) Пластмасса должна иметь хорошую степень эластичности, чтобы после понижения давления она легко стекала в образующуюся пустую полость и возвращалась в начальное положение;

3) Пластмасса должна иметь хорошую степень вязкости для того, чтобы она не проникала в зазоры между подвижными деталями при применении плунжеров без уплотнений;

4) Пластмасса должна легко переходить в жидкое состояние при определенной температуре для того, чтобы заполнять пространство камеры без остаточных воздушных прослоек и без особых усилий;

5) Пластмасса не должна поддаваться химическим процессам и вступать в реакцию с металлическими деталями приспособления.

Заполнение приспособления пластмассой производится в специальном помещении под давлением 100 атмосфер с подогревом как самого приспособления, так и цилиндра с поршнем, из которого производится заполнение до температуры 160°. Заливка должна происходить не самотеком, а с помощью нагнетания пластмассы специальным устройством под прессом [1].

Принято использовать в качестве материала втулки легированные стали. Предел упругости данной стали находится в пределах $5 \cdot 10^8 - 7 \cdot 10^8$ Па, модуль упругости $2 \cdot 10^{11}$ Па, что дает стенке втулки незначительный ход от 0,015 до 0,25 мм [2].

Ранее оговаривалось, что оправки при многократных зажимах заготовок не должны иметь остаточное деформирование втулки. Иначе они ввиду изменения формы начинают биение. Кроме этого, они становятся большего диаметра и устанавливать деталь становится не возможно. Существует правило: чем больше диаметр установочной поверхности оправки, тем больше ее способность расширяться, не выходя за предел упругости. При одинаковом материале втулки, зависимость упругого расширения втулки (в микрометрах) и номинальным диаметром установочной поверхности характеризуется законом прямой линии (рисунок 3) [2].

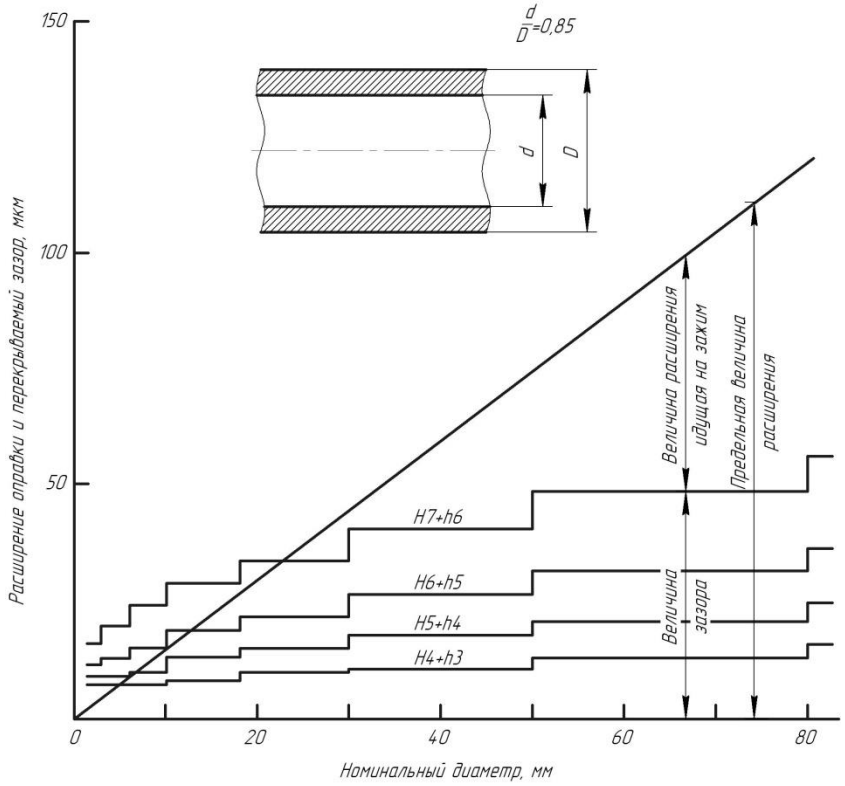


Рисунок 3 – График для оценки возможности зажима
на расширяющихся оправках и в патронах

Для сравнения разницы между жесткостью расширяющихся оправок и цанговых оправок проводилось множество экспериментов. Предполагалось, что полые расширяющиеся оправки будут иметь пониженную жесткость (прогиб под действием сил резания), в сравнении с цанговыми. Результаты показали ничтожную разницу, которая совсем не влияет на точность обработки.

При расширении втулки гидравлической оправки без установленной на ней детали имеет бочкообразость, что вполне логично, ведь втулка прочно закрепляется концами по корпусу оправки (рисунок 4) [1].

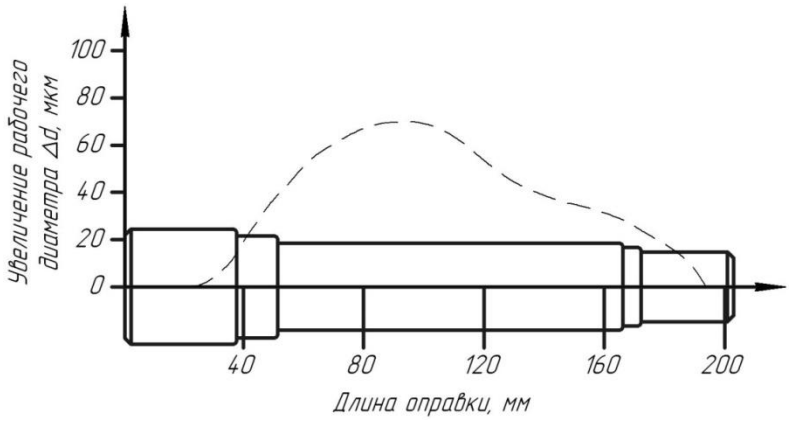


Рисунок 4 – Изменение диаметра втулки в различных сечениях при расширении

Уменьшенное приращения диаметров втулки в ее сечениях близких к ее концам, не снижает точность базирования и поэтому оно не является опасным. В крайнем случае, камеру и саму тонкостенную втулку можно спроектировать такой длины, чтобы ее расширение было постоянно по всей длине посадочного отверстия заготовки. При

расширении втулки по посадочному отверстию устанавливаемой заготовки разность деформаций в различных сечениях уменьшается, так как оправка выравнивается по этому посадочному отверстию.

Представленная конструкция патрона с гидропластом имеет следующие положительные качества, по сравнению с цанговыми: значительно повышается точность центрирования заготовки; значительно понижается риск повреждения посадочного отверстия детали благодаря равномерному расширению втулки приспособления; благодаря быстрой установке и снятию обрабатываемых деталей снижается вспомогательное время; повышенная виброустойчивость благодаря наличию полости, заполненной пластмассой под давлением; гарантируется качество обрабатываемого изделия.

Недостатком патрона с гидропластом, по сравнению с цанговыми патронами является то, что сам заполнитель усложняет работу по установке и ремонту патрона, потому что для изготовления пластмассы требуется дополнительное оборудование, специально отведенное помещение и определенный температурный режим. Также, ограничена номенклатура изделий, которые возможно обрабатывать на данном патроне, так как втулка предназначена для расширения в пределах упругой деформации, разница между диаметром отверстия заготовки и диаметром втулки сравнительно минимальна и, следовательно, к посадочному отверстию предъявляются требования по квалитету точности (как правило, 6-8 квалитет).

В заключении следует отметить, что гидропластовые патроны, ввиду предъявляемых требований являются более дорогими, чем цанговые патроны, поэтому их применение больше подходит для массового производства. Но при повышенных требованиях к точности изделия и отсутствии альтернативных способов закрепления заготовки, применение гидропластового патрона будет вполне оправдано.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Схиртладзе, А.Г. Станочныеприспособления: Учебноепособие для вузов. / А.Г. Схиртладзе, В.Ю. Новиков - М.: Высшая школа., 2001. – 110 с.

2. Косилова, А. Г. Справочник технолога-машиностроителя. Т.2/ Под.ред. А.Г. Косиловой и Р.К. Мещерякова. - М.: Машиностроение, 1986. - 496 с.

COMPARATIVE ANALYSIS OF COLLET AND HYDROPLASTIC CARTRIDGES

Meshkov A.

a_meshkov98@mail.ru

Supervisor: M. Salina, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Devices for fixing the workpiece in turning operations are considered. A comparative analysis of collet and expanding chucks is given. The design, characteristics, fastening methods, principles of operation, contact spots with the mating part, the profitability of collet and expanding chucks are theoretically analyzed.

УДК 620.22

THE DEVELOPMENT OF A CONCEPT FOR MANUFACTURING A TRUSS STRUCTURE FROM COMPOSITE MATERIALS

Mikerina D.N., Bezzametnova D.M.
prostoyadasya@yandex.ru
Scientific adviser: A.S. Krylova, Candidate of Pedagogical Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan)

The article deals with the problem of developing a concept for manufacturing a truss structure from composite materials, giving special attention to a unique manufacturing technology called TFP ("Tailored fiber placement"), its advantages and principles of its operation. It also presents the tools required for designing 2D and 3D models of a future product, and briefly describes the full production cycle. It gives the suggestion that the developed concept can become effective for manufacturing trusses, where the weight of the structure and the ergonomic modern manufacturing technology are of great importance.

Truss structures, or trusses, are widely used in modern construction to bridge large spans in order to reduce material consumption and lighten structures. A truss is a system in structural mechanics that is formed from rectilinear rods connected in a geometrically unchangeable structure, to which the load is applied only at the joints of these rods. Today, trusses are widely used in many areas - in the construction of bridges, sports facilities, as well as in the construction of light decorative structures: pavilions, stage structures, podiums, etc. In products of rocket and space technology, trusses also occupy a very important place.

At the moment, the main materials for manufacturing trusses are metals, most often steel, where each rod of the structure is attached to another by welding or shaped elements. However, such structures are quite heavy, which does not meet modern ergonomic requirements.

Of course, the knowledge and experience accumulated over many years in the manufacture of trusses was also useful in the creation of truss structures from composite materials (FKKM). Their emergence is associated with unconventional requirements that new directions of human activity (for example, aviation, space research, etc.) have imposed on such structures, and was due to the development of technology for the production of composite materials (CM). Basically, the use of composite materials in such structures takes place according to several criteria, such as:

- advantages in weight (compared to metals);
- good strength characteristics;
- manufacturing technology.

One of the possible ways is tailored fiber placement on a multi-head embroidery machine (TFP technology) with subsequent impregnation and curing [1]. This technology is based on laying a reinforcing fiber on a substrate along a predetermined path. The reinforcing fiber is fixed (sewn) to the substrate with an additional thread. After finishing the installation, the substrate can be removed or left in the preform. Removal of the substrate can be accomplished in various ways, for example by dissolving it in water or other solvent. After collecting the required number of preforms, they are placed in the mold and impregnated with resin. Impregnation of TFP preforms can be carried out using conventional processing techniques such as resin injection molding, vacuum bag forming, pressing and autoclave molding [2].

The purpose of our study is to develop a concept for manufacturing a truss structure from composite materials. The development of a composite truss will give a weight advantage of the structure - it will be lighter than a metal truss due to the optimal use of the bearing capacity of the roving. The use of TFP technology will make it possible to obtain a finished preform with the geometry of the final product without welded joints and separate rods. Such truss is resistant to corrosion, scratches, deformations and aggressive environments. TFP technology provides fiber stacking along load distribution vectors, high accuracy, reproducibility and process automation.

To develop a 3D model of the truss, the NX software, the flagship CAD / CAM / CAE system manufactured by Siemens PLM Software, was used. The truss model consists of four regular hexagons with different radii of the circumscribed circle, connected to each other. To make a preform using TFP, you need to write a path. The NX software was also used to design the trajectory. The path must have a start point and an end point, so it was written in such a way that we have a closed 2D path with a sufficient number of hexagon connections to each other. This is necessary in order for the resulting truss to be stable and capable of bearing loads. Further, the written trajectory was imported into Adobe Illustrator, a vector graphics editor developed and distributed by Adobe Systems. In this software, the pitch and width of future stitches have been assigned. The written trajectory was loaded into a multi-head embroidery machine with a Tajima TFPM layout module.

For embroidery, we used Toray T700 12K carbon fiber - a carbon thread obtained from a polyacrylonitrile precursor, as well as a polyester thread. The preform is produced continuously by placing a single roving. The roving tube and the frame the base material is attached to move synchronously and stepwise to make a zigzag stitch relative to the needle position. Equipped with spool, tube and needle, the sewing head can rotate 360 degrees arbitrarily. For each stitch, the upper thread is pulled through the base material and wrapped around the bobbin of the bobbin thread. Therefore, a double reverse stitch is sewn. Currently, the rate is up to 800 stitches per minute. The process is automated, which ensures high performance and repeatability. The result is a finished 2D preform on a special substrate. The resulting preform needs to get geometry. To shape the future truss, a removable plexiglass mold was designed in the NX software. A mold is a piece of tooling that supplements technological equipment for performing a certain part of the technological process. In this case, the mold will keep the shape of the product at the stage of impregnation and curing.

As a molding method, the vacuum infusion was chosen. Here, a vacuum bag a sealed film adjacent to the mold with reinforcing material inside is created. A vacuum is created in the cavity, and the resin is drawn into the vacuum bag and impregnates the reinforcing material.

Thus, using TFP technology, a carbon fiber preform was created, which subsequently adopted the geometry of a truss by vacuum infusion. This can be an effective concept for the manufacture of trusses, where the weight of the structure and the technology without welding seams are important. Further strength tests of the resulting structure will help to evaluate the feasibility of using this concept on an industrial scale.

REFERENCES:

1. Khaliulin V.I., Khilov P.A., Toroptsova D.M. On the prospects for the use of TFP technology in the production of aviation composite parts // Izvestiya vuzov. Aviation technology. 2015, No. 4, pp. 127-132.

2. Khaliulin V.I., Petrunina E.S., Bezametnova D.M. About constructive and technological solutions of core aggregates made of composites for multilayer panels // Izvestiya vuzov. Aviation technology. 2020, no. 3.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФЕРМЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Микерина Д.Н., Беззаметнова Д.М.

prostoyadasya@yandex.ru

Научный руководитель: А.С. Крылова, к.п.н, доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева, Казань)

Данная статье посвящена проблеме разработки концепции изготовления ферменной конструкции из композиционных материалов. Большое внимание уделяется уникальной

технологии изготовления TFP («Tailored fiber placement»), её преимуществам и принципам работы. В статье представлены программы, необходимые для проектирования 2D и 3D моделей будущего изделия, а также кратко описан полный цикл изготовления. Выдвинуто предположение, что разработанная концепция может стать эффективной для изготовления ферм, где особенно важны вес конструкции и эргономичная современная технология изготовления.

УДК 67.019

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СТАРЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ И ПОКРЫТИЙ

Мингаряев Н.Н.
nailmingaryaev@yandex.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань)

Статья посвящена прогнозированию процессов старения полимерных материалов и покрытий в зависимости от различных факторов. Рассмотрены основные показатели старения при реализации разных механизмов старения.

Учитывая сложность процессов старения, зависимость их от большого числа факторов, целесообразно формализовать описание этих процессов. В первую очередь необходимо выделить количественные показатели, характеризующие старение материала, например, цветность в соответствии с определенной шкалой, прочностные параметры, деформации (относительное удлинение, сужение), диэлектрические свойства, время до появления трещин.

Далее необходимо определить (разработать) критерий, который включал бы в себя наиболее значимые, при соответствующих требованиях, показатели. В силу большого разнообразия полимерных материалов, широкого спектра их свойств и областей применения, разработка критерия представляет определенные трудности. В случае массивных изделий из полимерных материалов основными в критерии могут быть показатели, характеризующие температурное старение. Гораздо больше показателей следует учитывать при оценке старения полимерных покрытий: нарушение сплошности покрытия (растрескивание), отслаивание, появление пузырей, изменение цвета, потеря блеска. Количественно эти показатели обычно выражаются отношением площади разрушенной части к общей площади поверхности покрытия.

В факторах, влияющих на старение материала, выделим регулируемые (управляющие) переменные, которые по ходу эксплуатации изделия можно менять в соответствии с определенными обстоятельствами, например, характеризующие структуру и состав полимера технологические аспекты, конструкцию изделия, температуру, влажность среды, где находится объект[1].

Параметры, описывающие такие переменные, составляют вектор $U(u_1, u_2, \dots u_i)$. Следующая группа переменных – контролируемые или регистрируемые, параметры которых $v_1, v_2, \dots$ образуют вектор $V(v_1, v_2, \dots, v_n)$. Наконец, могут быть переменные, которые оказывают влияние на старение полимерных материалов, но замерить либо оценить значения их не представляется возможным. Чаще всего – это величины случайные, оказывающие воздействие с определенной вероятностью. Вектор их параметров обозначим через $W(w_1, w_2, \dots, w_m)$.

В свою очередь среди перечисленных параметров важно выделить основные, которые оказывают наибольшее влияние на старение материалов. При оценке процессов старения полезно также различать параметры, значения которых для разных материалов меняются мало, по существу, могут считаться фиксированными, и параметры, изменяющиеся в достаточно широком диапазоне.

Что касается рассмотренных выше показателей старения, необходимо, чтобы они отвечали следующим требованиям. Показатели должны иметь ясный физический смысл, по возможности, полно отражать специфику поведения материала с течением времени, в достаточной степени характеризовать соответствующие превращения в материале, утрату им необходимых полезных свойств. При реализации разных механизмов старения материалов показатели могут быть как одинаковыми, так и специфическими. Даже одни и те же показатели по-разному будут зависеть от соответствующих параметров. В дальнейшем показатели будем обозначать следующим образом:

$$f_{\alpha i}(U, V, W). \quad (1)$$

где α - либо номер механизма старения ($\alpha = 1$ при старении в результате хемодеструкции), либо буква, обозначающая эту деструкцию (Н), термоокислительное (О), радиационное старение (R); старение под действием потока плазмы (Р), при механическом воздействии (М), вследствие термоциклических нагрузок (С) и т. д.; индекс i означает порядковый номер показателя, назначаемый соответствующим образом. Желательно, чтобы наиболее важные показатели указывались бы первыми.

Поскольку критерий старения зависит от показателей, запишем:

$$F = F(f_{\alpha i}) = F(f_{H1}, f_{H2}, ...; f_{O1}, f_{O2} ...; f_{T1}, f_{T2}, ...) = F(U, V, W). \quad (2)$$

В простейшем случае, учитывая лишь один из механизмов, в качестве критерия старения можно взять сам показатель:

$$F = f_{\alpha n}(U, V, W). \quad (3)$$

где n - номер выбранного показателя.

Более сложный критерий будет включать уже несколько показателей соответствующего механизма старения:

$$F = G(f_{\alpha n}, f_{\alpha m}, \ldots) = \tilde{G}(U, V, W). \quad (4)$$

Здесь n, m,…. - номера выделенных показателей.

Возможен также критерий, в котором учитываются разные механизмы старения, но показатели одинаковые:

$$F = H(f_{Hn}, f_{On}, f_{Tn}, \ldots) = \overline{H}(f_n) = \widetilde{H}(U, V, W). \quad (5)$$

Большей частью сведения о действии факторов внешней среды на материалы и покрытия, о динамике старения получаются, как мы убедились, экспериментально.[2] При этом фиксируется интервал времени, в течение которого проводятся эксперименты, регистрируются, зачастую не полностью, параметры внешних факторов. Однако на практике часто необходимо знать, как поведут себя интересующие нас материалы при большем времени, действии на них других факторов, с другими параметрами. В этом, по существу заключается задача прогнозирования старения.

Применительно к выделенным выше критериям старения с соответствующими показателями будем различать следующие виды прогнозов: временной, параметрический и факторный.

Первый вид прогноза, временной, заключается в том, что необходимо при условии неизменности факторов, действующих на рассматриваемые материалы, параметров, определяющих их, оценить поведение материалов, изменение физико-химических и эксплуатационных свойств для больших интервалов времени. С формальной точки зрения эта задача представляет собой задачу экстраполяции имеющихся экспериментальных данных.

В следующих видах прогноза предполагается, что временной интервал не меняется. При параметрическом прогнозировании старения, когда факторы, как таковые, остаются неизменными, выделяются два варианта. В первом считается, что значения одного или нескольких параметров соответствующих факторов отличаются от тех, при которых были проведены эксперименты. Например, средняя температура, влажность атмосферного воздуха, концентрация агрессивной среды и т. п. Во втором варианте параметрического прогнозирования старения к параметрам факторов воздействия внешней среды, которые были при проведении экспериментов, добавляются новые, например, характеризующие электромагнитное, ионизирующее излучение. В принципе, возможна ситуация, когда не добавляется воздействие новых, а наоборот, необходимо оценить поведение материалов при действии на него меньшего количества параметров.

Наиболее сложный вид прогноза старения – факторный, при котором факторы могут меняться. Сложность состоит в том, что каждый фактор обусловлен, как правило, воздействием на материалы совокупности процессов и сред. Задача прогнозирования несколько упрощается, если имеются данные об изменении свойств материала при действии на него факторов по отдельности. При этом, по крайней мере, можно воспользоваться принципом суперпозиции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Эмануэль Н.М., Бучаченко А.Л. Химическая физика старения и стабилизации полимеров.- М.: Наука, 1982. – 356 с.

2. Кириллова Э.И., Шульгина Э.С. Старение и стабилизация термопластов. - Л.: Химия, 1988. – 240 с.

PREDICTION OF AGING OF POLYMER MATERIALS AND COATINGS

Mingaryaev N. N.

nailmingaryaev@yandex.ru

Scientific supervisor: E. R. Galimov, Doctor of Technical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan)

The article is devoted to the prediction of the aging processes of polymer materials and coatings depending on various factors. The main indicators of aging in the implementation of various aging mechanisms are considered.

УДК 629.7.021.35

МНОГОСЛОЙНАЯ ПАНЕЛЬ С КОМБИНИРОВАННЫМ СЕТЧАТО-ЯЧЕИСТЫМ ПОДКРЕПЛЕНИЕМ

Минсадрова А.М.

alsu.gold@bk.ru

Научный руководитель: В.Р. Сахбутдинова

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной работе была рассмотрена оболочка с триаксиальным сетчатым подкреплением из композитного материала. В качестве материалов использовались армирующая ткань для сотовой структуры и углеродное волокно для сетчатого подкрепления. Предложено конструктивное решение с высокой интегральностью. Были рассмотрены несколько видов укладки, из которых выбран наиболее технологичный. Полученные результаты могут быть использованы в авиационной и космической технике.

Введение: В настоящее время очевидна тенденция перехода от сборных конструкций к интегральным. Чем меньше стыков и швов в конструкции, тем выше ее интегральность [1]. Такая тенденция связана с тем, что большое количество сборных конструкций снижает показатели надежности и прочности.

Изогридные конструкции (однородная сетчатые) благодаря большим весовым и механическим характеристикам широко используются в космической технике. Они используются в качестве силовой конструкции для космических аппаратов (КА), для различных стержней и мачт, а также в качестве спиц для больших рефлекторов.

Оболочки с триаксиальным сетчатым подкреплением отличается очень высоким весовым совершенством. Это объясняется тем, что структурные элементы сетчатого подкрепления имеют одинаковое армирование и работают только на сдвиг и растяжение. В триаксиальной структуре жесткие треугольники воспринимают сдвигающие нагрузки.

Оболочки с сетчатым подкрепление изготавливаются для отсеков ракет «Минотавр» с анизогридным подкреплением, фюзеляжа самолета Ил-114 с триаксиальным подкреплением и для отсеков фюзеляжа с биаксиальным подкреплением (рис. 1).

а) отсек ракеты «Минотавр» с анизогридным подкреплением

б) отсек фюзеляжа самолета Ил-114 с триаксиальным подкреплением

в) отсеков фюзеляжа с биаксиальным подкреплением

Рис. 1. Оболочки с сетчатым подкреплением

Как известно, замена металлических сплавов композитными материалами приводит к снижению массы конструкции в среднем на 15-20%. При этом современные углепластики превосходят алюминиевые сплавы по удельной прочности в 5-6 раз, а по удельной жесткости в 2-3 раза.

Поэтому, следует выделить основные преимущества сетчатой конструкции при реализации в авиационной технике:

1. обладает высокой надежностью. Повреждения обшивки не вызывают повреждения основных несущих элементов – ребер.

2. лишена принципиальных недостатков присущих стрингерным конструкциям с несущей обшивкой (не нарушается монолитность конструкции на начальных этапах нагружения, не образуются «невидимые» дефекты типа расслоения несущей обшивки в виду ее небольшой толщины).

3. является полностью интегральной, то есть изготавливается за один технологический процесс.

Оболочки с триаксиальным сетчатым подкреплением из композитного материала относятся к области конструкционных элементов высоконагруженных транспортных средств, космических аппаратов и конструкций, в частности к усиленным интегральным панелям.

Усиленная панель интегрального типа из композиционного материала (рис. 2) состоит из внешней обшивки 1, соединенного с ней сетчатого подкрепления 2, встроенного в легкую ячеистую конструкцию 3 с пазами 4, в которые уложены элементы сетчатого подкрепления 2, и внутренней обшивки 5, присоединенной к другой стороне комбинированного подкрепления.

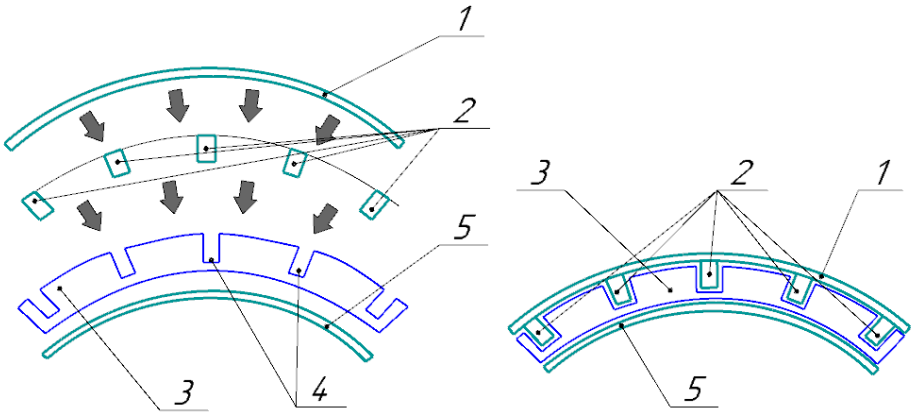


Рис. 2. Усиленная интегральная панель: 1 - внешняя обшивка;
2 - сетчатое подкрепление; 3 - легкая ячеистая конструкция;
4 - пазы в легкой ячеистой конструкции; 5 - внутренняя обшивка.

Данная панель содержит обшивку с гладкой, пологой геометрической формой внешней поверхности, скрепленную с силовыми наборами. Силовые наборы выполнены в виде системы перекрещивающихся ребер, прикрепленных к обшивке. Система ребер состоит из слоев однонаправленных высокопрочных (высокомодульных) нитей и (или) тканей, скрепленных полимерным связующим.

Армированная композитная панель интегрального типа отличается высокой эффективностью. Это связано с повышенной прочностью соединения подкрепляющей структуры с обшивками за счет увеличения ее площади (ячеистая структура имеет большую площадь поверхности граней на окружающих поверхностях и удерживает сетчатую (изогридную) арматуру от разрушения), как разгрузка внешней обшивки от внутреннего давления за счет балансировки давления внутренней обшивкой и сетчатым подкреплением.

Для производства изогридных деталей часто используется ряд существующих технологий, таких как TFP, намотка и трехмерное плетение.

Из всех представленных методов основным в изготовлении изогридных конструкций является метод намотки. Сущность метода мокрой намотки состоит в равномерной и послойной намотке армирующих волокон, пропитанных связующим, на оправку с последующим отверждением связующего и извлечением оправки.

К достоинствам метода «мокрой» или «сухой» намотки можно отнести возможность получения конструкций с высокой степенью армирования, а в случае использования высокоточных намоточных станков с числовым программным управлением можно добиться обеспечения высокой точности и повторяемости укладки арматуры.

Исследование деформативности трикотажно-армирущей ткани в варианте укладки ее в пазы изогридной оснастки

Для определения деформативность трикотажно – армирующей ткани сравниваем долю свободного места на единицу площади, с помощью системы DiAMon Plus от фирмы INASCO [2] и программы SIAMS Photolab [3] для определения доли фазы. Полученные численные результаты заносим в таблицу 1.

Арселоновая ткань до укладки ее в оснастку показана на рисунке 3. На рисунке 4 изображены пороговая сегментация деформированной арселоновой ткани после формования.

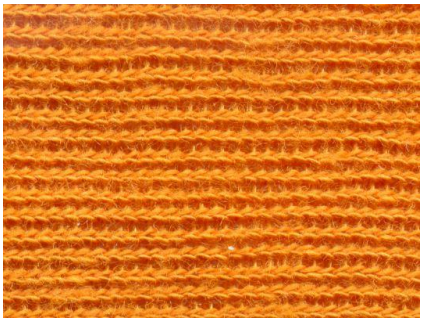
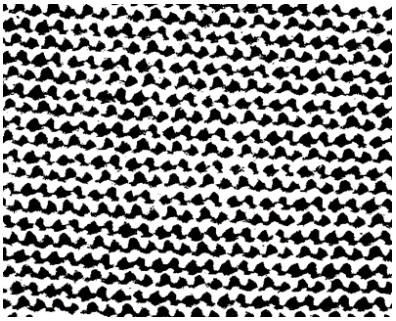
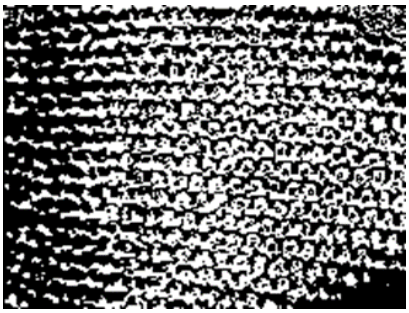


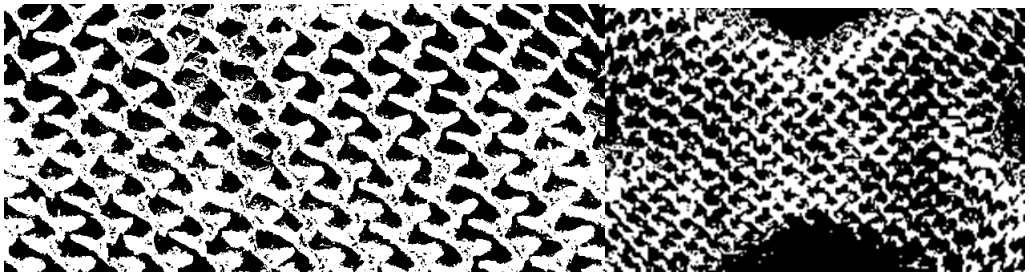
Рис. 3. Масштабированная арселоновая ткань до укладки ее в оснастку



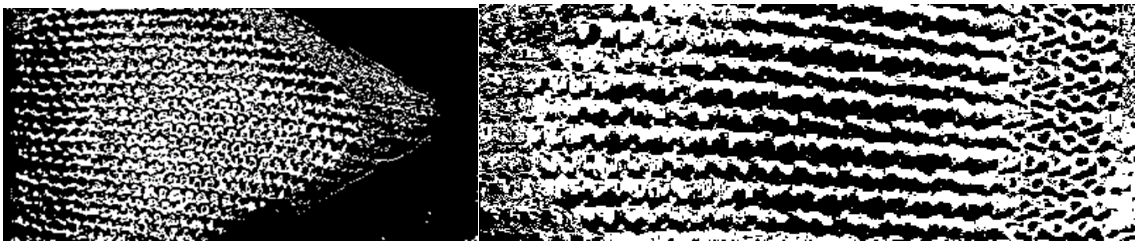
а) на поверхности шестиугольника



б) на поверхности треугольника



в) на месте пересечений двух паз



г) на поверхности сгиба

Рис. 4. Пороговая сегментация деформированной арселоновой ткани после формования

Таблица 1

Сравнительная таблица доли свободного места на единицу площади между арселоновой тканью до укладки ее в пазы изогридной структуры и после формования.

Пороговая сегментация	Доля свободного места на единицу площади, %
Арселоновая ткань до укладки ее в оснастку (рис. 3)	0
Деформированная арселоновая ткань после формования	
На поверхности шестиугольника (рис 4, а)	44
На месте пересечений двух паз (рис. 4, б)	55
	59
На поверхности треугольника (рис. 4, в)	54
На поверхности сгиба треугольника (рис. 4, г)	61
	55

В арселоновой ткани до укладки ее в оснастку свободные места не прослеживаются, поэтому берем приблизительно 0%. Наименьшее деформативность арселоновой ткани после формования на поверхностях шестиугольников и треугольников, чем в сгибах. Это и логично, так как происходит сильное натяжение ткани.

Укладка типовых фрагментов сетчатой преформы на большую площадь

В связи с тем, что сетчатое подкрепление будет покрывать большую площадь возникает необходимость машине Tajima вышивать сетчатое подкрепление для заполнения всей поверхности. Аппарат по специализированной укладки волокна все же имеет ограничения в габаритах рамы. Следовательно, возникает проблема соединения небольших частей в единое целое.

Данную проблему можно решить с помощью нескольких вариантов укладки.

Первый вариант состоит в том, что на машине Tajima нужно вышить 2 типа фрагментов, которые представлены на рисунке 5 и 6.

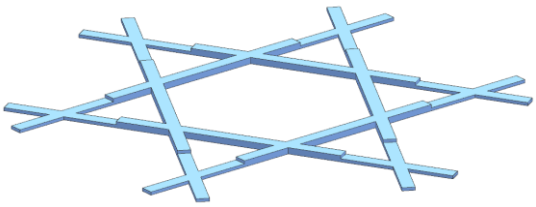


Рис. 5. Первый тип фрагмента сетчатого подкрепления

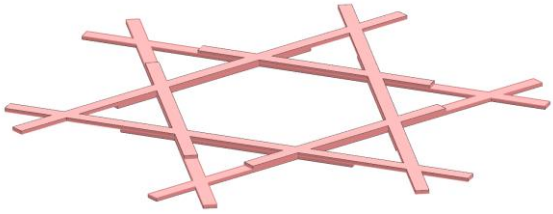


Рис. 6. Второй тип фрагмента сетчатого подкрепления

Далее производиться сборка этих элементов (рис. 7, 8). Для увеличения толщины покрытия пазов в ячеистой конструкции одного слоя субпреформы не хватит, поэтому следует увеличить количество слоев. Наложения слоев субпреформы показано на рисунке 9, 10.

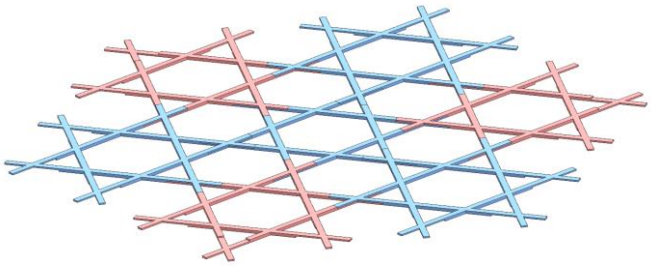


Рис. 7. Один слой фрагментов в сборке

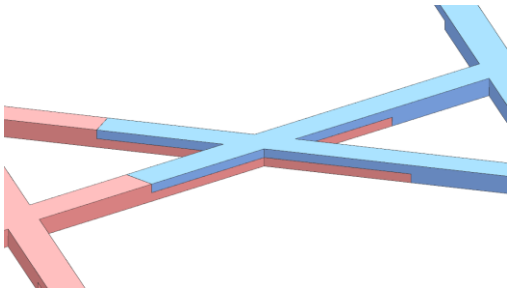


Рис. 8. Место наложения элементов сетчатого подкрепления

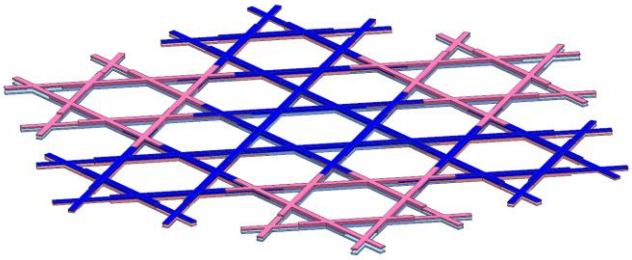


Рис. 9. Два слоя фрагментов в сборке

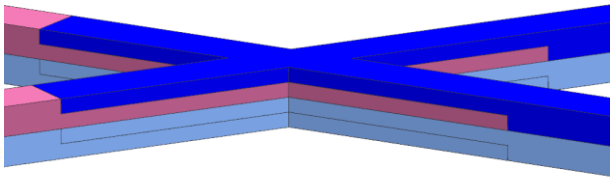


Рис. 10. Место наложения двух слоев элементов сетчатого подкрепления

Второй вариант укладки делиться тоже на 2 типа фрагментов: треугольных (рис. 11) и шестиугольных (рис. 12). Также совершаем сборку этих элементов (рис.13).

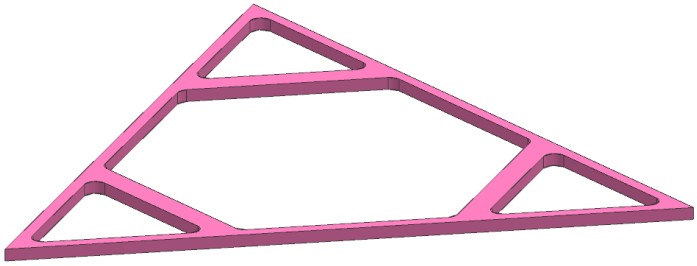


Рис. 11. Фрагмент треугольного типа

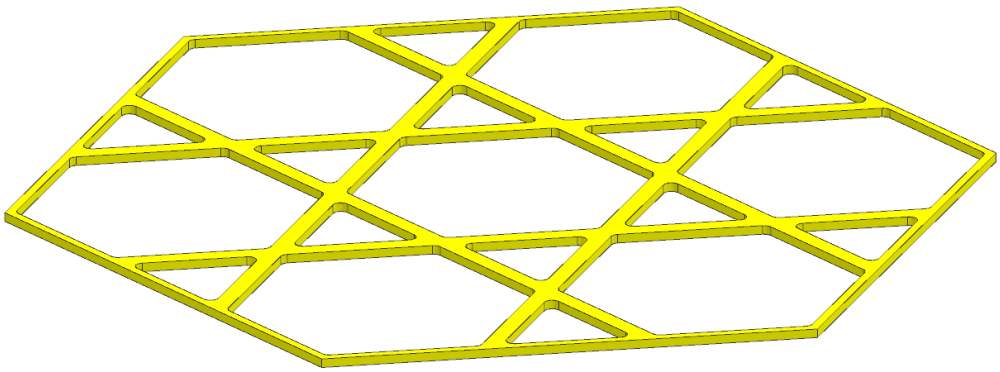


Рис. 12. Фрагмент шестиугольного типа

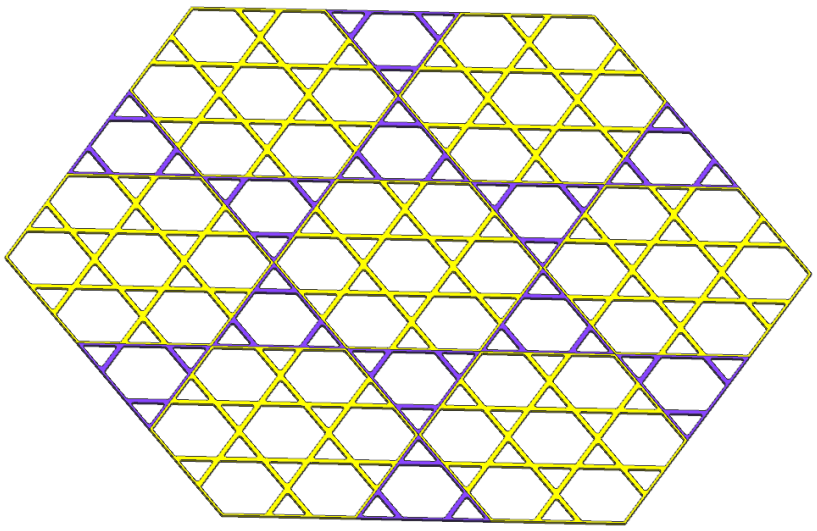


Рис. 13. Один слой элементов с сборке

Наиболее подходящий вариант укладки состоит из одного типа фрагментов (рис. 14). Сборка слоев продемонстрировано на рисунке 15.

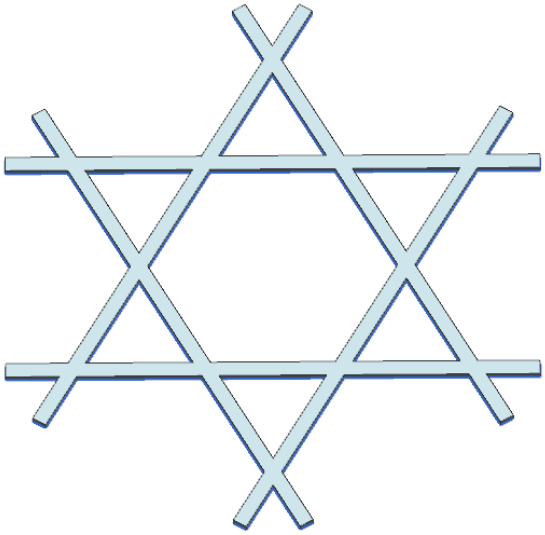


Рис. 14. Типовой фрагмент сетчатого подкрепления

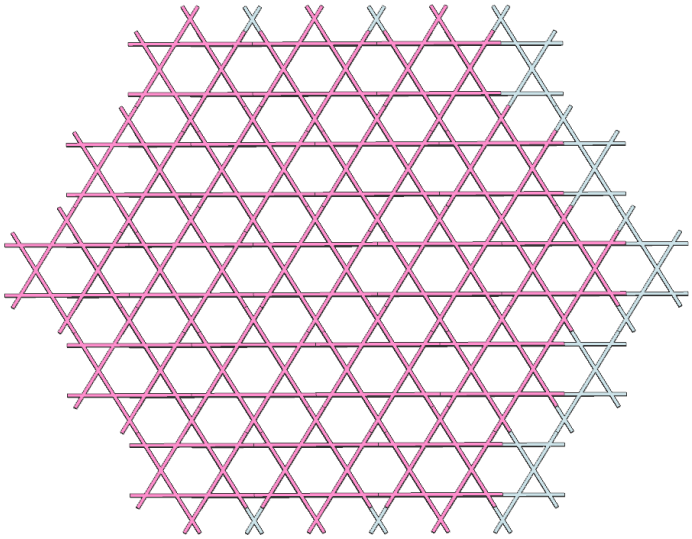


Рис. 15. Два слоя элементов в сборке

На рисунке 16 показаны места соединения 1 слоя – прямоугольниками, 2 слоя – кругами.

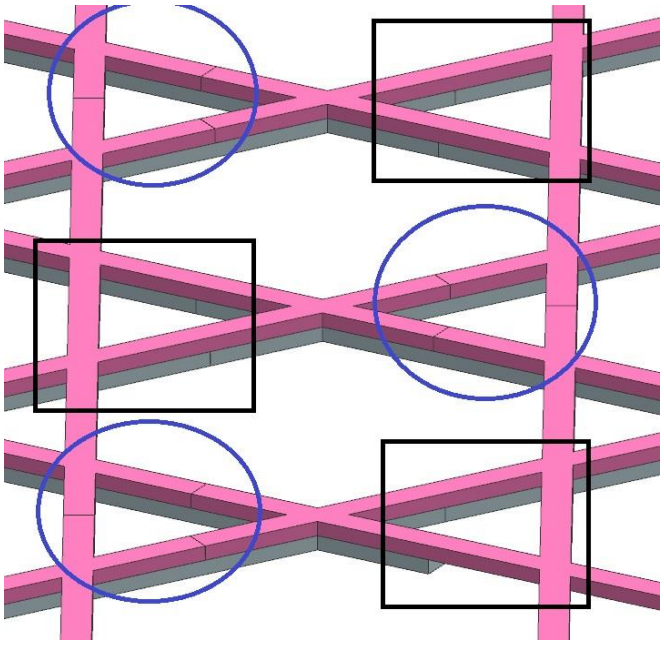


Рис. 16. Мест наложения двух слоев элементов сетчатого подкрепления

Заключение:

В ходе подготовки работы:

1.Был проделан обзор области применения изогридной конструкции;

2.Были предложены варианты конструктивно – технологических решений изогридных структур;

3.Разработаны 3D модели конструкции;

4.Разработаны формообразующие оснастки для изогридной структуры;

5.Изготовлена изогридная структура.

Внедрение сетчатой конструкции в авистроение приведет к положительным результатам в области решения таких задач, как снижение массы конструкции самолета, увеличение ресурса, ремонтопригодности в неподготовленных для обслуживания условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Халиулин В.И., Батраков В.В. Технология производства изделий из композитов // Технология интегральных конструкций. Казань: Изд-во Казан.гос. техн. ун-та, 2018. С. 233.

2 Система DiAMon Plus от фирмы INASCO [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.inasco.com

3. Инструментальная платформа SIAMS Photolab [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://siams.com/products/photolab/

4. Тажима-Сервис [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://tajima-service.ru/index.php?id=2

5. Халиулин В.И. Исследование стабильности геометрии преформы, изготавливаемой методом направленной укладки волокна / В.И. Халиулин, В.В. Батраков, Беззаметнова Д.М. // Вестник Казанского государственного технического университета. 2016. – Т. 72. – № 1. – С. 72–78.

6. Система автоматизированного проектирования [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/NX

7. MairR. 1., Fibre Reinforced Polymers - From Aerospace to Infrastructure //ATSE Focus No 107, May/June 1999 // https://www.fibrotape.com/

8. Vasiliev, V. V. Anisogrid composite lattice structures – Development and aerospace applications / V. V. Vasiliev, V. A. Barynin, A. F. Razin // Composite Structures. – 2012. – Vol. 94. – Pp. 1117–1127.

9. Арселоновая ткань [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://belneftehim-ros.ru/products/niti-i-tkani/arselonovaya-nit-i-materialy/primenenie-tkaney-iz-pryazhi-arselon/

MULTI-LAYER PANEL WITH COMBINED MESH-MESH REINFORCEMENT

Minsadrova A.M.
alsu.gold@bk.ru
Supervisor: V.R. Sakhbutdinova
(Kazan National Research Technical University named after A.N.Tupolev-KAI, Kazan)

In this paper, a shell with a triaxial mesh reinforcement made of composite material was considered. The materials used were reinforcing fabric for the honeycomb structure and carbon fiber for the mesh reinforcement. A constructive solution with high integrity is proposed. Several types of styling were considered, of which the most technologically advanced was chosen. The results obtained can be used in aviation and space technology.

УДК 629.7.021.35

РАЗНОВИДНОСТИ ЗАПОЛНИТЕЛЕЙ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ

Минсадрова А.М.
alsu.gold@bk.ru
Научный руководитель: Н.В. Левшонков, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: В данной работе были рассмотрены заполнители трехслойных панелей, их преимущества и недостатки. В качестве наполнителя можно использовать пену, соты, гофр, а также ферменные конструкции. Предложены методы изготовления ферменных конструкций. Полученные результаты могут быть использованы в авиационной технике и строительстве.

Введение: В зависимости от условий нагружения в нескольких точках конструкции самолета необходимо использовать панели с обшивкой менее 1 мм, а зачастую и наличие не одной, а двух таких обшивок, ограничивающих панель с двух сторон. В таких случаях используются трехслойные конструкции, состоящие из одной или двух обшивок и промежуточного наполнителя.

Классификация трехслойных конструкций можно разделить по степени заполнения объема между несущими слоями заполнителя: твердый-сплошной «пористый» (газонаполненный) заполнитель (рис. 1), дискретные соты (рис.2), гофровым (рис. 3), ферменный заполнитель (рис. 4).

Твердые-сплошные «пористые» (газонаполненные) заполнители

Термин «пористые агрегаты» относится к ячеистым материалам со случайной структурой [4]. Есть два типа пористых агрегатов: открытые (рис. 1а) и закрытые (рис. 1б) ячейки.

а б

Рисунок 1 - Пористые агрегаты: а) открытые, б) закрытые ячейки

По мере увеличения количества пор уменьшается модуль упругости и относительная плотность наполнителя. Относительная плотность также влияет на прочностные характеристики при сжатии.

Наполнители в виде вспененной структуры из полимеров, керамики и металла имеют неравномерную ячеистую структуру с большим количеством дефектов и ячеек неравномерных размеров. Эта особенность влияет на прочность и жесткость клеточной структуры. В итоге пористые агрегаты полимерных и металлических конструкций имеют низкую прочность и низкий модуль упругости.

Сотовые заполнители

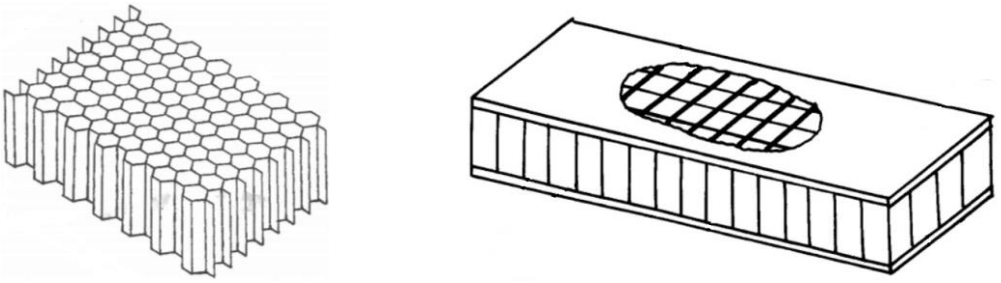
Сотовым заполнителям можно описать как регулярные структуры, набранные из трубчатых элементов, имеющих сквозной канал между обшивками. Оси трубчатых элементов направлены по нормали или под углом к обшивке.

Можно выделить три группы сот по наличию стыков в трубчатых элементах [3, 7]:

- сборные соты из гофрированных лент или других конструктивных элементов, соединенных между собой склеиванием, сваркой, пайкой;
- сплошные соты без стыков, полученные, например, путем плетения на жаккардовых станках (соты типа ТССП – тканые стеклосотопласты), экструзии из металлов и полимеров или прессования керамики;
- отдельные соты, которые образованы гофрированными полосами, как и в первом случае, но не имеют соединений по высоте трубчатых элементов, а только на локальных участках.

Сотовые наполнители имеют преимущества с точки зрения прочности, жесткости и веса, а также недостатки, такие как высокая стоимость и сложность в изготовлении. Поэтому они в основном используются в аэрокосмической промышленности, где затраты быстро окупаются за счет снижения расходов на эксплуатацию. Сотовые конструкции обычно изготавливают из фольги, гуммированной бумаги или шестиугольного пластика, хотя есть и другие варианты изготовления.

Сотовые заполнители делиться на гексагональный сотовый заполнитель и сотовый заполнитель с прямоугольными ячейками. Два вида показаны на рисунке 2.



а б

Рисунок 2 - Сотовые заполнители: а) Гексагональный, б) с прямоугольными ячейками

В большинстве случаев используют гексагональной соты, так как обладают высокой удельной прочностью и наиболее технологичны в производстве.

Также есть гофровые заполнители. Они представляют собой волнистую поверхность с чередующимися выступами и впадинами. Поверхность облицованных волн получается перемещением линии поверхности в виде прямой линии по направляющей. Ориентиром может быть любая ломаная линия или ритмично изменяющаяся плавная кривая. При этом линия поверхности также может быть прерывистой или изогнутой. Благодаря его плоскопараллельному движению могут быть получены так называемые зигзагообразные гофрированные конструкции.

Гофру используют в конструкциях для усиления обшивки или в составе трехслойных панелей, которые образуют перегородки, пол кабины и т. п. Данный материал можно считать жестким в одном направлении и легким – в другом. Он чаще всего изготавливается из металла, пластика или гуммированной бумаги. Этот тип наполнителя имеет первоочередное значение с точки зрения простоты изготовления, но он создает значительные трудности при попытках изготовления панелей с двойной кривизной.

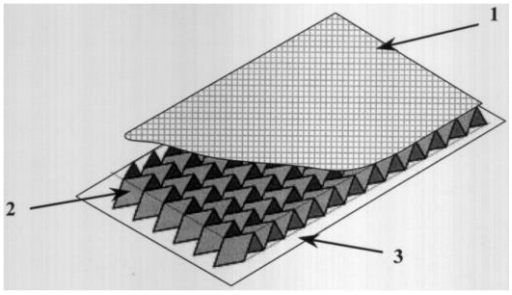


Рисунок 3 - Гофровый заполнитель. Панель выполнена в виде верхней звукопроницаемой обшивки (1), гофрового заполнителя (2) и нижней герметичной обшивки (3)

Трехслойные конструкций имеют ряд преимуществ [5]:

- низкий удельный вес по сравнению с традиционными типами конструкций из армированных плит и оболочек с неопределенными размерами конструкций и типами материалов. Увеличение веса можно добиться при использовании плоских трехслойных панелей относительно больших размеров. Массовая эффективность трехслойных конструкций тем выше, чем больше удельная жесткость несущих слоев, что в свою очередь влияет на цилиндрическую жесткость конструкции;
- экономичность по сравнению с традиционными конструкциями;
- хорошие теплоизолирующие свойства;
- равномерное подкрепление несущих слоев с заполнителем способствует снижению концентраций напряжений и позволяет устранить операции правки несущих слоев;
- высокий коэффициент внутреннего поглощения энергии;
- выносливость слоистых конструкций превышает выносливость панелей стрингерных конструкций и повышается при уменьшении жесткости заполнителя на сдвиг;
- большой срок службы за счет равномерного подкрепления несущих слоев, отсутствие заклепок, вызывающих концентрацию напряжения;
- применение трехслойных конструкций (в том числе паянных и сварных) позволяет ликвидировать операцию правки и устранять концентрацию напряжений при изготовлении;
- невысокая трудоемкость изготовления и сборки вследствие меньшего числа деталей по сравнению с обычными конструкциями.

Одним из основных преимуществ трехслойных пакетов, которым могут помочь многие перспективные разработки в различных областях науки и техники, является их многофункциональность. Действительно, наряду с различными физическими и механическими свойствами, которые входят в процесс проектирования данного продукта, можно объединить ряд важных функциональных свойств, присущих разным системам.

Трехслойные конструкции имеют также и недостатки:

- снижение прочностных свойств при эксплуатации клеевых швов трехслойных конструкций;
- высокие требования к стабильности технологического процесса;
- необходимость использования современных методов и оборудования для неразрушающего контроля сцепления заполнителя с основными слоями;

- сложность использования сотовых и складных конструкций на поверхности с двойной кривизной;

- закрытая структура сотовых конструкций может накапливать влагу, что приводит к коррозии;

- обычные подходы к проектированию и выполнению соединений и усилению зоны передачи энергии в тонкостенных конструкциях часто сводят на нет преимущества использования легких и прочных композитов;

- в пористых пенопластах в основном реализуются деформации изгиба, а в сотовых и складчатых конструкциях - деформации сдвига;

- пористые пены имеют произвольную структуру.

Ферменные заполнители.

В последнее время все больше внимания уделяется наполнителям, которые представляют собой пространственную структуру, состоящую из повторяющихся элементов определенной формы, стержни которых действуют на растяжение и сжатие.

Хоть удельная жесткость обычно не высокая по сравнению с сотовыми заполнителями, из-за открытого пространства между их сердцевинами, они могут быть многофункциональными:

- заполнители фермы могут одновременно использоваться как теплообменники;

- отсутствие закрытых полостей повышает устойчивость к коррозии;

- заполнители фермы лучше подходят для создания конструкций со сложной геометрией по сравнению с заполнителями сотового или в виде гофр [9];

- блоки фермы могут использоваться для амортизации, регулирования температуры, электромагнитного экранирования, фильтрации жидкости и в качестве носителя катализатора.

- позволяют выполнять криволинейную форму панелей фюзеляжа с двойной кривизной, а также осуществлять сквозное воздушное охлаждение внешней обогреваемой обшивки трехслойного силового щита обдувом внутренней части панели. [6].

Структура ферменных заполнителей отвечает следующим требованиям:

а) поддерживать расстояние между лицевыми поверхностями;

б) исключить скольжение лицевых поверхностей относительно друг друга;

в) сохранять форму лицевых поверхностей в процессе нагружения трехслойной конструкции.

При исследовании заполнителя фермы обычно рассматривают несколько типов элементарных конструкций: тетраэдальные и пирамидальные (рис. 4).

Основной конструктивной особенностью этих наполнителей является то, что они представляют собой многократные повторяющиеся комбинации стержневых элементов, которые представляют собой повторяющиеся пирамидальные и тетраэдрические элементарные ячейки.

Особенность использования ферменного наполнителя заключается в том, что с его помощью можно создавать элементы изделий с заданными свойствами, максимально соответствующими типу и условиям эксплуатации комплектующих.

а	б

Рисунок 4 - Трехслойная конструкция с ферменным заполнителем в виде пирамидальных (а), тетраэдальных (б) ячеек

Стержневые конструкции используют в авиационной технике и строительстве, а именно:

- в строительстве мостов, сооружений;
- конструкции самолета;
- стержневые элементы ферменного шасси самолета;
- силовые элементы корпуса ракеты;
- ферменные элементы лонжеронов и нервюр в крыльях с большой строительной высотой;
- «жертвенные» структуры для поглощения энергии удара – многослойныеферменные струкутры;
- в трехслойных панелях переменной толщины и большой кривизны (фюзеляжи самолетов, каналов воздухозаборников);
- в космических аппаратах: ферменные платформы, ферменный каркас солнечной батареи, трубчатые стержневые элементы космического радиотелескопа.

Трехслойные конструкции с ферменными заполнителями изготавливаются с использованием таких методов, как литье (рис.5), текстильная укладка, формообразование при помощи штамповки (рис.6) [8,10].

Рисунок 5 - Схема изготовления с помощью литья

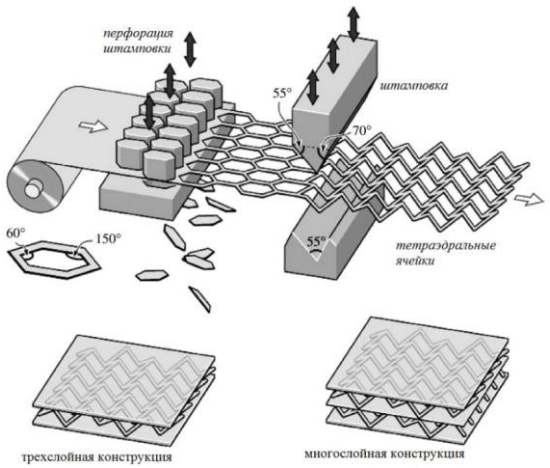


Рисунок 6 - Схема метода штамповки

Созданию и применению трехслойных конструкций предшествовало большое число теоретических и экспериментальных исследований.

Заключение:

В ходе работы учитывались общие сведения о трехслойных конструкциях, преимущества и недостатки существующих трехслойных конструкций с наполнителями в виде пен, сот, гофр. А также ферменные наполнители.

Ферменные конструкции в качестве сердцевины трехслойных конструкций можно рассматривать как многообещающую альтернативу традиционным сотовым или складным конструкциям. Ферменные элементы лучше подходят для создания конструкций со сложной геометрией, чем сотовые или заполнителями в виде гофр.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Александров, А. Я. Расчет трехслойных панелей/А. Я. Александров и др.- М.: Оборонгиз, 1960. – 270с.

2. Пат. 2238845, МКИ В 29 С 53/24, 53/06, 59/02. Способ изготовления складчатой конструкции. / И. М. Закиров, А. В. Никитин, Н. И. Акишев // Б. И., 2004, №30.

3. Казанцев, С. П. Получение литых пористых материалов /С. П. Казанцев, М. В. Минин/ Литейное производство №6, 2002. 89.

4. Тугубалин, А. В. Пористые металлы/А. В. Тугубалин// Литейное производство, 1993. - №10. - С. 4-5

5. Халиулин, В. И. Технология изготовления складчатых звукопоглощающих конструкций из полимерных композитов. /В. И. Халиулин , И. В. Двоеглазов // Тематический сборник. МГАТУ им. Циалковского, 1996.- С. 31- 34.

6. Халиулин, В. И. Разработка складчатого заполнителя из ПКМ с замкнутой клиновидной ячейкой /В. И. Халиулин , И. В. Двоеглазов, В. В. Батраков, Д. Г. Меняшкин // Труды международной конференции "Теория и практика технологии композитов.- М., Знание, 2004.- С. 174 -182.

7. Халиуллин, В. И. Технологии производства композитных изделий / В. И. Халиуллин, И. И. Шапаев.- Казань: Изд-во Казан. гос.техн.ун-та, 2003.

8. Haydn, N. G. Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures/ Haydn N. G. Wadley, N. A. Fleck, A. G. Evans// Composites Science and Technology,2003.

9. Sypeck, D. J. Cellular metal truss core sandwich structures/ D. J. Sypeck, H. N. G. Wadley //AdvEngng Mater, 2002. -vol. 4. -Pp. 759–764.

10. Truss type periodic cellular materials having internal cells, some of which are filled with solid materials. Patent US 2011/0117315 A1

VARIETIES OF FILLERS FOR THREE-LAYER PANELS

Minsadrova A.

alsu.gold@bk.ru

Supervisor: N. Levshonkov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: In this paper, the fillers of three-layer panels, their advantages and disadvantages were considered. As a filler, you can use foam, honeycomb, corrugation, as well as truss. Methods for the manufacture of truss structures are proposed. The results obtained can be used in aviation technology and construction.

УДК 621.7/9

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШТАМПОВОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ СКРУЧИВАНИЯ ДЕТАЛИ «КРОНШТЕЙН», ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ РУЧНОЙ РАБОТЫ

Мокшина М.Н.
marina_mokshina@mail.ru
Научный руководитель: Звонов С.Ю., к.т.н., доцент
(Самарский университет, г. Самара)

В тезисе рассмотрен пример создания технологического процесса изготовления детали «кронштейн». Проведен конструктивно-технологический анализ детали. Изучены свойства материала детали и материалов штамповой оснастки. Рассчитана и спроектирована штамповая оснастка.

Современное развитие авиационного двигателестроения предусматривает разработку и широкое внедрение ресурсосберегающих, энергосберегающих и малоотходных технологий, интенсификацию промышленного производства.

Эффективность изготовления детали «кронштейн» зависит от выбора технологии производства, при выборе оптимальной технологии необходимо учесть такие факторы, как количество выпускаемых изделий, конструкция изделия, прочностные требования к изделию и т.д.

«Кронштейн» выполненный в виде закругленных пластин, назначение которого обхват и фиксация. С целью лучшего удержания, изделий дополняют специальными уплотнительными прокладками, которые, как правило, изготавливают из каучука или профилированной резины. Деталь «кронштейн» изготавливают из стали 08кп толщиной 1 мм.

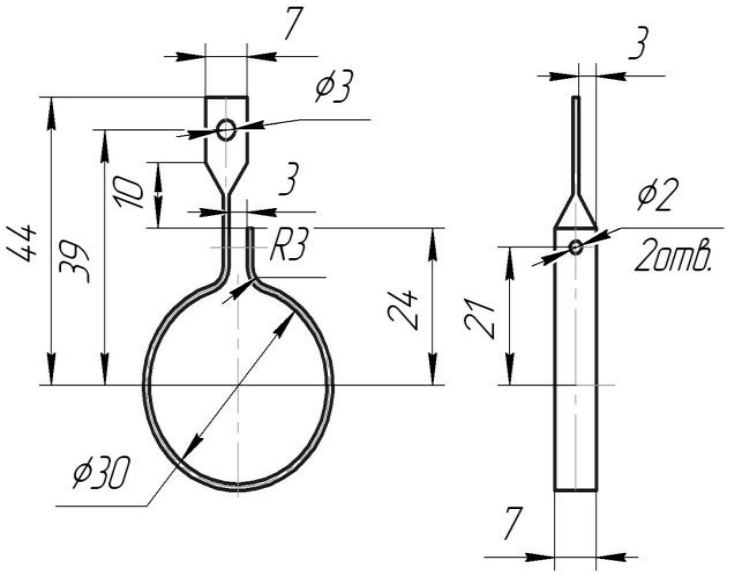


Рисунок 1 – Деталь «кронштейн»

Проведена проверка детали на возможность изготовления детали методам холодной листовой штамповки операцией гибка, проведены расчёты.

Радиусы гиба в детали «кронштейн»минимальный для стали 08кп (r_{min} = 0,4 S = 0,4 мм), радиусы гиба в детали r равны 15 и 3 мм, следовательно, условие выполняется. Высоты отгибаемых полок равны 9 и 29 мм, что больше h≥3S= 3 мм, условие тоже выполняется. Расстояние от линии сгиба до отверстия равно 6 мм, что более s+l,lr= 1+1,1x3=4,3 мм. Так как расстояние в детали больше, чем заданное, условие тоже выполняется.

Исходя из выше изложенного, деталь технологична и ее можно изготавливать методом холодной листовой штамповки.

При проектировании штампа скручивания произведены расчёты деталей штампа на прочность и жесткость. Данный штамп предназначен для скручивания одного конца заготовки детали «кронштейн».

Расчетное напряжение смятия равное 34,78 Мпа меньше предельно допустимой величины (для инструментальной стали $[\sigma_{см}]$ = 200-300 МПа), то пуансон проходит по смятию.

Матрица изготавливается из инструментальной стали, допустимое напряжение для этой стали $[\sigma_в]$ = 2800 МПа. $[\sigma_в]$ = 47,5 МПа <2800МПа. Из произведенных расчетов видно, что матрица по прочности проходит.

Конструкция штампа для скручивания заготовки детали «кронштейн»

Конструкция штампа для скручивания представлена на рисунке 2.

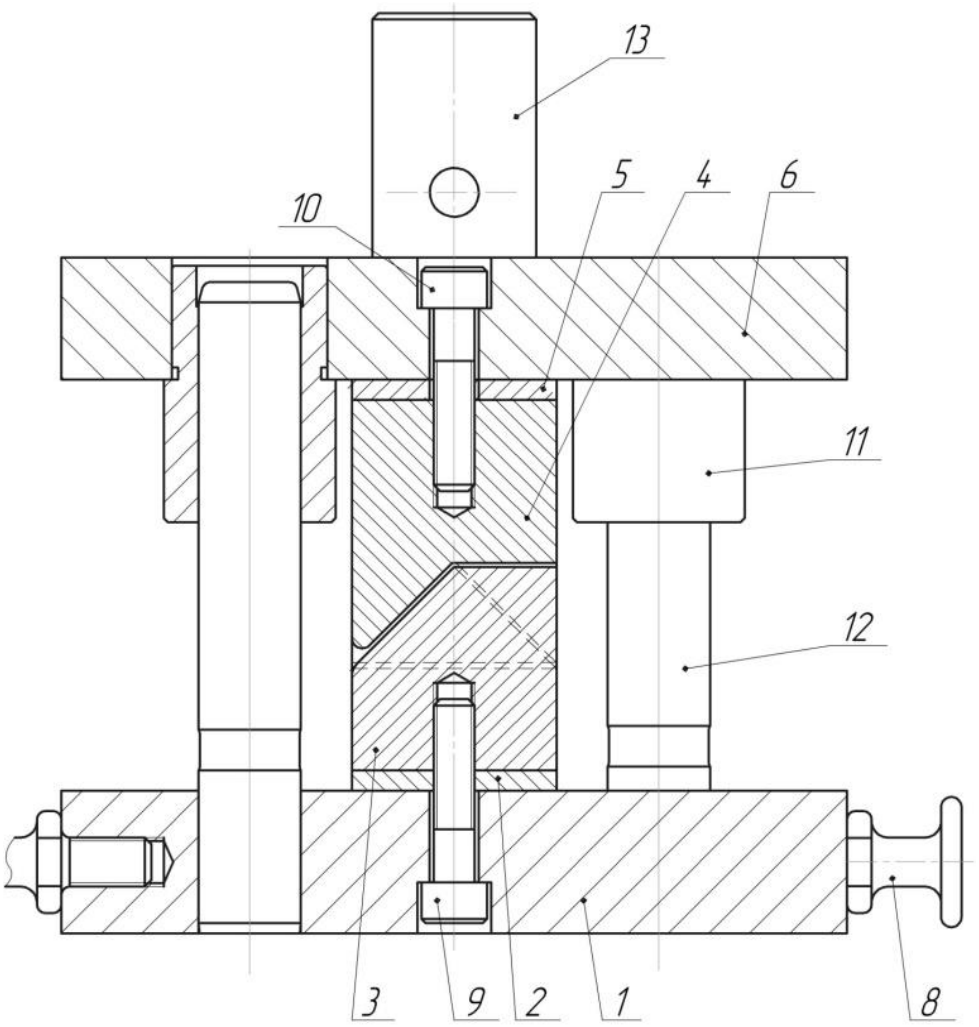


Рисунок 2 - Штамп для скручивания

Данный штамп предназначен для скручивания одного конца заготовки детали «кронштейн». Штамп состоит из следующих деталей: плита верхняя (6), на которой закреплены пуансон (4), плитка подкладная (5) и плита нижняя (1), на которой установлена матрица (3), плитка подкладная (2). Для центрирования верха и низа на штампе установлены колонки (12), запрессованные в плите нижней (1) и втулки направляющие (11), запрессованные в плите верхней (6). Для крепления и центрирования штампа на прессе в верхней плите (11) установлен хвостовик (13).

Работа штампа для скручивания заготовки детали «кронштейн»

Работа данного штампа заключается в следующем: исходная заготовка укладывается по разметке горизонтально. При ходе ползуна пресса вниз пуансон (4) на матрице (3) производит поворот обоих концов детали одновременно. При обратном ходе пресса - штамп раскрывается и готовая деталь удаляется из штампа пинцетом.

Подводя всё выше перечисленное данный штамп для скручивания детали «кронштейн» уменьшает вероятность брака, увеличивает точность и скорость изготовлении детали, а также полностью убирает ручную работу. При разработке технологических процессов произведен анализ технологичности обрабатываемой детали и выполнен расчет заготовки.

Для выбора необходимого оборудования определены энергосиловые параметры процессов.

Спроектирована штамповая оснастка для изготовления детали «кронштейн».

Выводы:

- Проведенный анализ процессов формообразования показал, что деталь технологична и возможность заменить ручной труд на технологические операции проводимы в штамповой оснастке;
- Проведенная работа повысила качество изделий и их производительность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке. - 6-е изд., перераб. и доп. - Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. — 520 с,ил.

2. Марченко В.Л., Рудман Л.И., Зайчук А.И., Динер И.Г., Бирин Б.В, Соловей Е.И. Справочник конструктора штампов: Листовая штамповка [Текст] / - под общ.ред. Рудмана Л.И. – М.:Машиностроение, 1988. – 496 с. –

3. РТМ 34-65. Штампы для холодной листовой штамповки. Расчеты и конструирование [Текст] / – М.: Издательство комитета стандартов, мер и измерительных приборов при Совете министров СССР, 1966.- 270 с.

4. Технология листовой штамповки в производстве летательных аппаратов: Метод.указания Сост. Е.П.Смеляков.- Самара СГАУ 2000. -39 с.

5. Аникин В.М., Лукашин Ю.С. Справочник конструктора штампов для холодной штамповки. — М.: Машгиз, 1960. - 292 с.

DESIGN OF DIE TOOLING FOR TWISTING THE «BRACKET» PART, TO EXCLUDE MANUAL WORK

Mokshina M. N.

marina_mokshina@mail.ru

Supervisor: Zvonov S. Yu, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor

(Samara National Research University, Samara)

This article describes an example of creating a technological process for manufacturing a "bracket" part. The structural and technological analysis of the part is carried out. The properties of the material of the part and the materials of the die tooling are studied. The die tooling is calculated and designed.

УДК 621.791.725

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕРИАЛОВ ПОНИЖЕННОЙ ПЛОТНОСТИ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Нагих О.В.
nagikh_ole4ka@mail.ru
Научный руководитель: С.В. Курынцев, к.э.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной статье описывается разработка подходов и способов создания материалов на основе легированных сплавов Al-Ti с упорядоченной наноструктурой для применения в жаропрочных компонентах газотурбинных двигателей.

На современном этапе развития таких отраслей промышленности, как авиастроение и ракетостроение, большое внимание уделяется совершенствованию турбинных двигателей, в частности, улучшению их рабочих параметров. Производители стремятся сделать двигатели легче, эффективнее и экологичнее.

Согласно директиве, принятой советом ЕС, к настоящему времени выбросы углекислого газа и окислов азота, возникающие в результате сжигания топлива, должны сократиться на 38 % по сравнению с 2000-ым годом [1]. В связи с этим, ведущие компании на рынке авиационного двигателестроения разрабатывают новые материалы пониженной плотности, которые при внедрении в авиационный двигатель, могли бы одновременно увеличить его эффективность и снизить его вес.

Проблема повышения температурного интервала применения жаропрочных титановых сплавов в турбинных двигателях применительно к лопаткам все еще остается актуальной. Ее решение позволит увеличить весовую отдачу двигателя, что является одной из основных задач при создании новых уникальных двигателей.

Детали турбин (лопатки, диски и т.п.) работают в области высоких температур, испытывают большие напряжения и подвержены действию окружающей среды. Для изготовления таких деталей применяют сплавы, содержащие в большинстве своем никель, хром, ванадий, молибден, вольфрам, кобальт [2]. Эти металлы обладают высокой плотностью. Турбинные лопатки в основном состоят из никелевых сплавов, плотность которых равна 8,9 г/см^3. Хорошую альтернативу представляют недавно разработанные сплавы из алюминия и титана (Al-Ti) с плотностью 4 – 4,5 г/см^3 (в зависимости от легирующих элементов).

Целью является создание гибридных двигателей, в которых последовательно будут замещаться турбинные ступени из никеля и других тяжелых металлов на более легкие. (Рис.1)

Наибольший практический интерес представляют легированные сплавы на основе алюминидов титана.

Разработанные детали внедряются в высокотемпературные области турбины, ближе к камере сгорания (около 650 ℃). Сплав, работающий в таких условиях, должен быть одновременно жаропрочным, легким, пластичным, способным выдерживать давление в 2000 атмосфер, температуру около 800 ℃ и термоциклирование(испытание на циклическое воздействие смены температур (от предельно пониженной до предельно повышенной) [3].

Этим условиям отвечает сплав на основе гамма-алюминидов титана с разным функциональным легированием.

Данное соединение представляет собой сверхструктуру на основе α-фазы, в которой атомы титана и алюминия расположены упорядоченно.(Рис. 4).

Пластичность интерметаллида Ti3Al крайне мала, что обусловлено особенностями его дислокационного строения. Он имеет гексагонально плотноупакованную кристаллическую решетку (ГПУ), что характерно для металлов и сплавов с ярко выраженной анизотропией.

Пластическая деформация интерметаллида Ti3Al осуществляется в основном скольжением спаренных сверхдислокаций, однако при температурах, свойственных окружающей среде, подобные деформации ограничены. [4]

Механические свойства интерметаллида Ti3Al сильно зависят от чистоты по примесям, типа и параметров микроструктуры, величины и формы микрозерна.

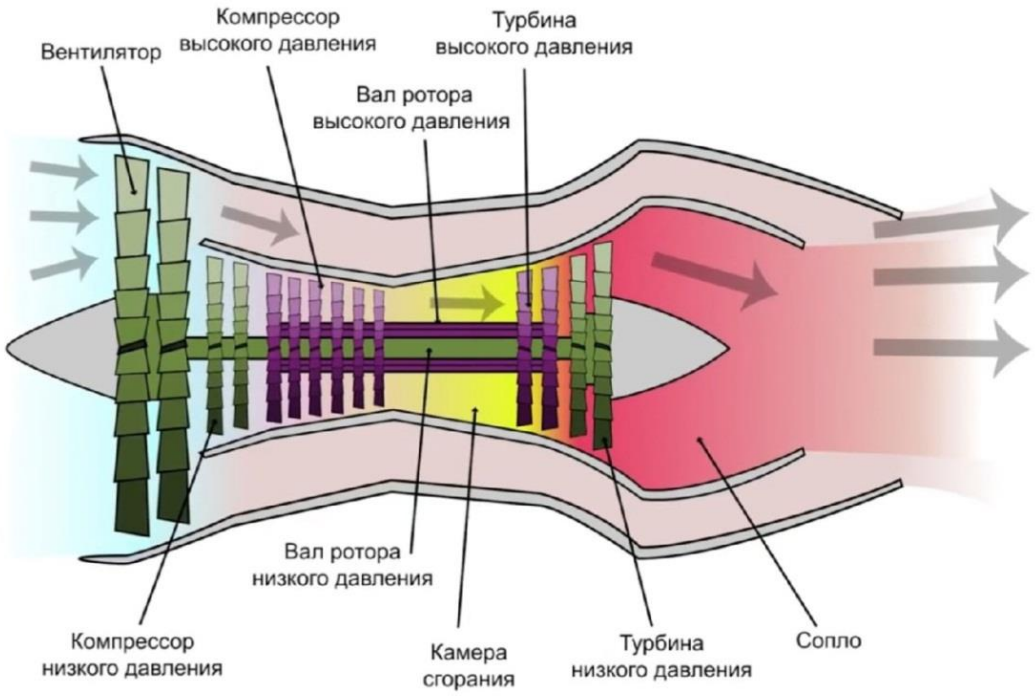


Рисунок 1 – «Схема двухконтурного турбореактивного двигателя»

Для его получения применяются технологии литья и бестигельной зонной плавки, которая позволяет модифицировать структуру полученного сплава на микроуровне и получить параметры, не достижимые литьем. Сплав с разным функциональным легированием способен образовать упорядоченную структуру, кристаллизуясь и отвердевая в неравномерном температурном поле (т.е. градиенте температур). Зерна ориентируются в направлении теплового потока, в результате чего образуется композитная структура, состоящая на микроуровне из областей высокой прочности и областей высокой пластичности. (Рис.2) Такой сплав хорошо выдерживает влияние высоких температур (до 1000 ℃), а также приложенных нагрузок, приводящих к деформациям растяжения, сжатия, скручивания.

К недостаткам следует отнести низкую пластичность и технологичность при обработке давлением, что определяет приоритет развития технологий литья.

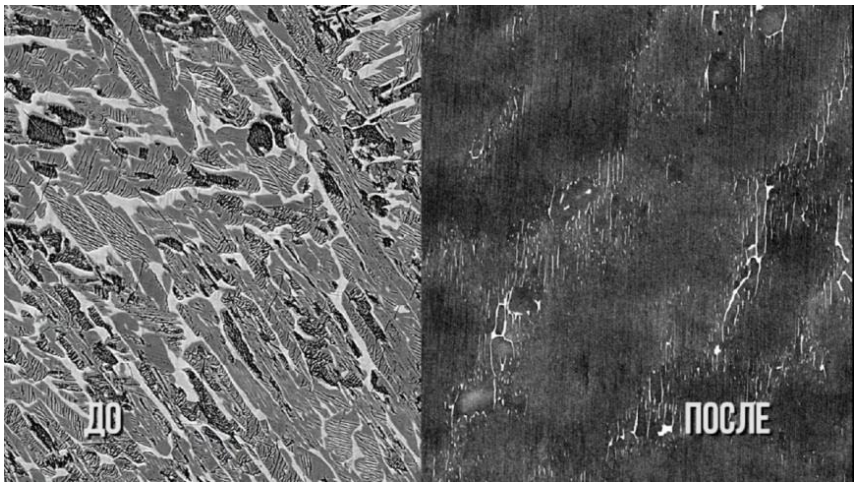


Рисунок 2 – «Структура до и после обработки способом бестигельной зонной плавки»

Постепенная замена материалов привела к тому, что уже к 2017 году такие двигатели потребляли на 15% меньше топлива, соответственно, на 15 % сократился выброс вредных газов. (Рис.3)

Рисунок 3 – «Первые результаты применения сплавов алюминидов титана»

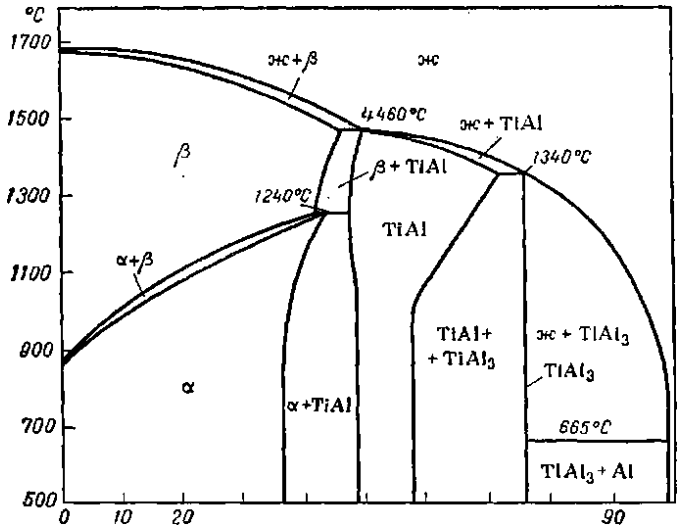


Рисунок 4 – «Диаграмма состояния Ti-Al»

Механические свойства алюминидов титана могут быть улучшены легированием Mo, Nb, Ta, V, W, Zr . Самые лучшие результаты дает легирование ниобием, так как он понижает температуру перехода сплавов в -область и неупорядоченный твердый раствор становится упорядоченным с кубической решеткой (Рис.4). Так что система Ti-Al-Nb является основополагающей при разработке сплавов на его основе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Антипов В.В. Стратегия развития титановых, магниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов // Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 157-167.

2. Каблов Е.Н. Алюминиевые сплавы в авиакосмической технике / под общ.ред. Е.Н.Каблова. М.: Наука, 2001,192 с.

3. Яковлев А.Л., Ночовная Н.А., Алексеев Е.Б. Отечественные жаропрочные листовые титановые сплавы // Вестник машиностроения. 2015. №4. С. 57-59.

4. Авиационные материалы [Текст] : справ. в 9 т. / М-во авиац. пром-сти СССР, Всесоюз. науч.-исслед. ин-т авиац. материалов ; под общ. ред. Р. Е. Шалина. – 6-е изд., перераб. и доп. – М. : ОНТИ, 1973–1982.

USE OF REDUCED DENSITY MATERIALS IN AIRCRAFT AND SPACE TECHNOLOGY

Nagikh Olga

nagikh_ole4ka@mail.ru

Supervisor: Sergey Kuryntsev, Candidate of Economic Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This article discusses the development of approaches and methods for creating materials based on alloyed Al-Ti alloys with an ordered nanostructure for use in heat-resistant components of gas turbine engines.

УДК 669

ВЛИЯНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ТИТАНОВОГО СПЛАВА МОРСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Неруцкая А.В., Смирнова Е.А., Петухова О.С.

faculty1@mail.ru

Научный руководитель: И.А. Грушин, к.т.н.

(Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет), г. Москва)

Целью работы является подбор режима термической обработки для титанового сплава ПТ-3В, способный обеспечить необходимый комплекс механических свойств, удовлетворяющий требованиям технического условия, а также анализ влияния выбранной термической обработки на структуру и свойства данного сплава.

Исключительная коррозионная стойкость, как в морской воде, так и в углеводородах, сделала титан и титановый сплавы предпочтительным материалом для использования в морской технике, особенно при добыче нефти и газа в соленых средах, таких как Северное море. Газовые и нефтяные подъемники на буровых платформах в настоящее время в больших масштабах изготавливаются из титановых сплавов. В частности, очень высокие требования предъявляются к коническим напряженным соединениям, которые соединяют буровую головку на морском дне с фактической системой трубопроводов стояка. Этот металлический трубчатый фитинг должен быть чрезвычайно гибким, так как он должен

компенсировать движения плавучей буровой платформы, вызванные волнами, ветром и приливами. Особые требования к этим соединениям труб предъявляются в дополнение к коррозионной стойкости и высокой усталостной прочности [1].

Необходимость сочетать высокую технологическую пластичность при производстве тонкостенных конструкций сложной формы и высокую коррозионную стойкость в агрессивных средах, позволяет использовать лишь те сплавы на основе титана, в составе которых количество β-стабилизаторов крайне ограничено, а содержание алюминия не должно превышать 4,5-5%. Данному критерию отвечают сплавы α- и псевдо- α-классов, в частности сплав ПТ-3В.

Входной контроль структурного состояния и комплекса механических свойств в таких сплавах является важнейшим технологическим этапом. Такие сплавы лишены возможности регулировать процессы формирования структуры методами термического воздействия в широких пределах.

Поэтому работа по контролю структуры титановых сплавов морского назначения в деформированном состоянии и пути по изменению структуры с помощью термической обработки является интересной и важной исследовательской задачей.

На основании проведенного анализа литературы можно сформулировать следующие задачи исследования:

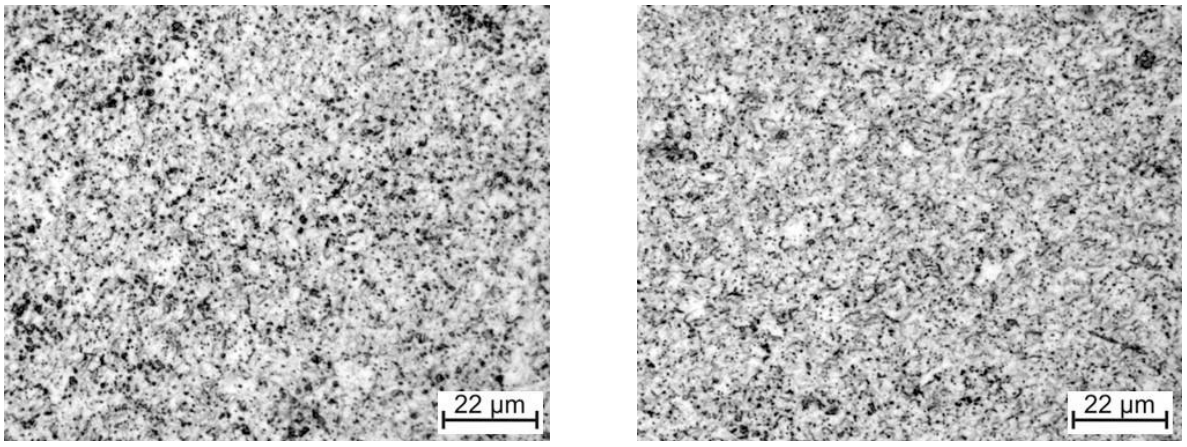
1) Изучить микроструктуру и механические свойства сплава ПТ-3В;

2) Оценить влияние термической обработки на микроструктуру и свойства сплава ПТ-3В.

Для проведения изучения структур и свойств сплавов ПТ-3В был взят пруток из данного сплава.

Первым этапом работы была подготовка поверхности образца из полуфабриката для проведения анализа микроструктуры. Первый этап подготовки образца заключался в резке изделия для получения темплета определенного сечения. Следующим этапом было выравнивание темплета для получения горизонтальной поверхности шлифа. Далее, шлифование шлифа для уменьшения шероховатости с сохранением горизонтальности на различных номерах наждачной бумаги. Для получения гладкой зеркальной поверхности шлифа были проведены тонкое полирование и окончательная электропалировка. Заключительным этапом подготовки образцов для анализа структуры было проведение травление поверхности темплета.

Вторым этапом работы являлось проведение микроструктурного анализа исследуемого сплава в деформированном состоянии, и были получены микроструктуры, изображения которых представлены на рисунке 1.



а) б)

Рисунок 1. Микростркутры сплава ПТ-3В в деформированном состоянии

Из полученных изображений видно, что микроструктура сплава ПТ-3В в деформированном состоянии имеет мелкозернистую структуру α-фазы.

Далее были проведены механические испытания на растяжение сплава ПТ-3В в состоянии поставки. По итогам проведенных испытаний были получены механические характеристики, приведённые в таблице 1.

Таблица 1

Механические свойства сплава ПТ-3В в деформированном состоянии

Сплавы	Предел прочности, МПа	Предел текучести, МПа	Удлинение, %	Сужение, %	Ударная вязкость, кгс/см^2
ПТ-3В	850	820	11	20	7,0
	832	802	13	28	8,0

Полученные данные проверялись на соответствие ТУ 1-5-132-78, значения которого представлены в таблице 2.

Таблица 2

ТУ 1-5-132-78 [2]

Сплавы	Предел прочности, МПа	Предел текучести, МПа	Удлинение, %	Сужение, %	Ударная вязкость, кгс/см^2
ПТ-3В	<850	>630	>12	>34	>8,0

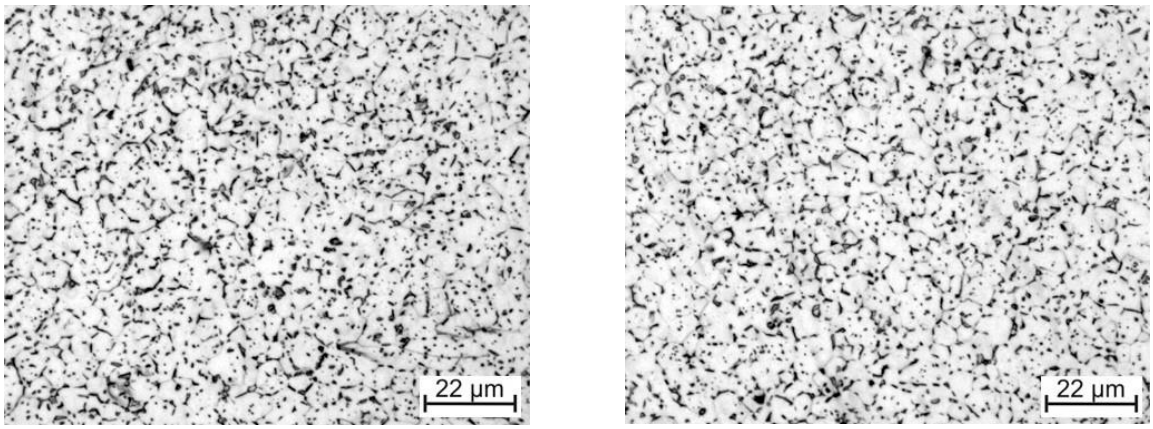
В результате показано, что в состоянии поставки сплав ПТ-3В не соответствует ТУ по показателям пластичности.

С целью повышения пластических свойств сплава ПТ-3В на следующем этапе работы была проведена термическая обработка.

Режим термической обработки составлялся на основании промышленных режимов, применяемых для титановых сплавов различных классов.

В качестве режима термической обработки был выбран стандартный промышленный режим: для псевдо-α-сплава ПТ-3В выбран отжиг при температуре 800°С с выдержкой в 1,5 часа и последующим охлаждении на воздухе.

После проведенной термической обработки был проведен металлографический анализ образца из сплава ПТ-3В в отожженном состоянии. Полученные микроструктуры представлены на рисунке 2.



а) б)

Рисунок 2. Микроструктура сплава ПТ-3В (а,б) после термической обработки

Металлографический анализ показал, что проведение термообработки приводит к увеличению структурных составляющих по сравнению с деформированным состоянием.

Изменения в структуре рассматриваемого сплава позволяет сделать предположение не только о повышении характеристик пластичности, но и о снижении прочностных свойств.

Поэтому на следующем этапе работы были проведены механические испытания на растяжение образца из отожженного полуфабриката пседо-α-сплава ПТ-3В. Полученные данные представлены в таблице 3.

Таблица 3

Механические свойства сплава ПТ-3В после термической обработки

Сплавы	Режим ТО	Предел прочности, МПа	Предел текучести, МПа	Удлинение, %	Сужение, %	Ударная вязкость, кгс/см^2
ПТ-3В	800 °С, 1,5 ч, в-х	838	811	17	37	9,4
		818	791	17	34	8,0

Из полученных данных видно, что укрупнение структурных составляющих в сплаве ПТ- 3В привело к изменению всех свойств, а именно: при исходном значении 841 МПа, после проведенной термической обработки предел прочности уменьшился до значения 838 МПа; предел текучести претерпел небольшие изменения и его показатель уменьшился до 810 МПа; оставшиеся показатели изменились значительно, а именно удлинение увеличилось от исходных 11% до 17%, сужение от 24% до 37%, и наконец, ударная вязкость выросла с 7 кгс/см^2 до 9,4 кгс/см^2.В данном состоянии сплав удовлетворяет требованиям ТУ 1-5-132-78.

Полученные механические характеристики удовлетворяют условиям ТУ. Данные рекомендации по корректировке режима термической обработки могут быть переданы заказчикам для дальнейшего использования в технологических процессах получения и обработки полуфабрикатов из промышленного титанового сплава ПТ-3В.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Leyens C. Titanium and titanium alloys: fundamentals and applications / C. Leyens, M. Peters. - New York: Wiley, 2003. – 513 p.

2. ТУ 1-5-132-78. Заготовки трубные из титановых сплавов. Технические условия. – введ. 1979-01-01.- 19 с.

THE EFFECT OF HEAT TREATMENT ON THE STRUCTURE AND PROPERTIES OF A MARINE TITANIUM ALLOY

Nerutskaya A.V., Smirnova E. A., Petukhova O. S.
faculty1@mail.ru
Scientific supervisor: I. A. Grushin, Candidate of Technical Sciences
(Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow)

The aim of the work is to select a heat treatment mode for the PT-3B titanium alloy capable of providing the necessary complex of mechanical properties that meets the requirements of the technical condition, as well as to analyze the effect of the selected heat treatment on the structure and properties of this alloy.

УДК 67.02

ИЗГОТОВЛЕНИЕ СТЕКЛОПЛАСТИКОВ НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТИЧНОГО СВЯЗУЮЩЕГО С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОЛУПРОНИЦАЕМОЙ МЕМБРАНЫ

Низамиев Р.Р.
nizamiev64@mail.ru
Научный руководитель: О.Л. Хамидуллин, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В статье рассмотрено влияние пористости полупроницаемой мембраны на свойства стеклопластиков.

Для получения высококачественных изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с низкой пористостью традиционно применяют автоклавные методы формования. Однако использование данных методов не всегда выгодно вследствие больших энерго- и трудозатрат. Поэтому в настоящее время ведется активное изучение и совершенствование безавтоклавных методов формования.

Одним из наиболее перспективных безавтоклавных методов является вакуумное термоформование с использованием полупроницаемой мембраны (VAP – vacuum assisted process) [1]. Полупроницаемая мембрана предназначена для вывода летучих и воздушных включений из полуфабриката в процессе формования. Изделия, изготовленные данным методом, обладают низкой пористостью с наименьшим разбросом толщины, благодаря равномерному удалению летучих из препрега [2].

Полупроницаемые мембраны для переработки ПКМ должны обладать высокой термической стойкостью, быть неподверженным действию различных растворителей. Поэтому в большинстве случаев материалом для изготовления полупроницаемой мембраны является политетрафторэтилен (ПТФЭ). Он имеет высокую химическую стойкость и обладает высокой температурой плавления (327°С).

Еще одним несомненным плюсом является доступность мембран из ПТФЭ. Производством полупроницаемых мембран из ПТФЭ занимаются как за рубежом, так и в России.

Однако стоимость фторопластовых мембран является существенной, поэтому рациональный подбор и оценки влияния параметров полупроницаемых мембран на качество изделий является актуальной задачей.

Главным различием полупроницаемых мембран между собой является пористость мембраны. В данной работе изучается влияния пористости мембраны на свойства изделий.

Методом динамического механического анализа (ДМА) на приборе DMA Q800 (TA Instruments) согласно ASTM E 1640-94 определялась температура стеклования, модуль упругости и тангенс угла механических потерь полученных образцов после формования. Образцы в виде прямоугольного бруска размерами 17*10*0,5 испытывался методом одноплечевого изгиба. Содержание летучих и армирующего наполнителя определялись в муфельной печи по ГОСТ 32664-2014 и ГОСТ Р 56682-2015 соответственно.

Для изготовления стеклопластика из препрега на основе термопластичного связующего, изготовленной по растворной технологии, использовалась полупроницаемая мембрана из ПТФЭ с различной пористостью и одинаковой толщиной, находящаяся в составе вакуумного мешка (Рисунок 1). Для сравнения также было произведено формование образца без применения мембраны.

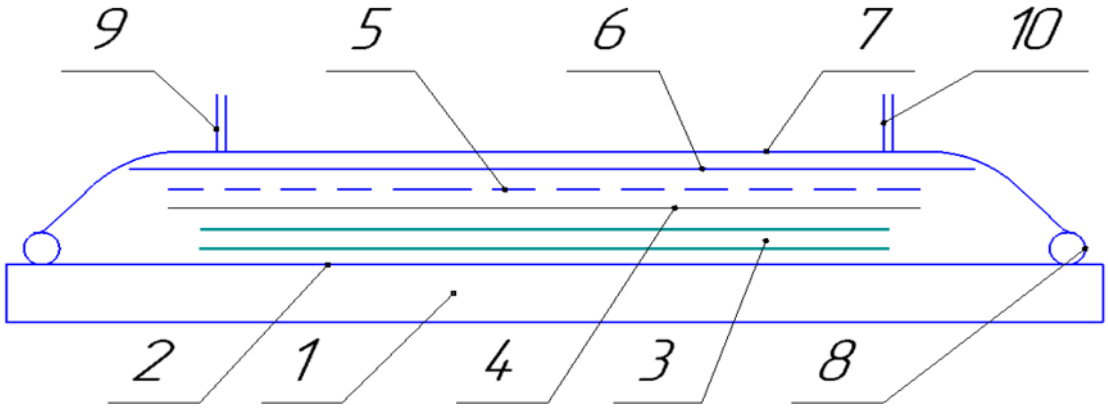


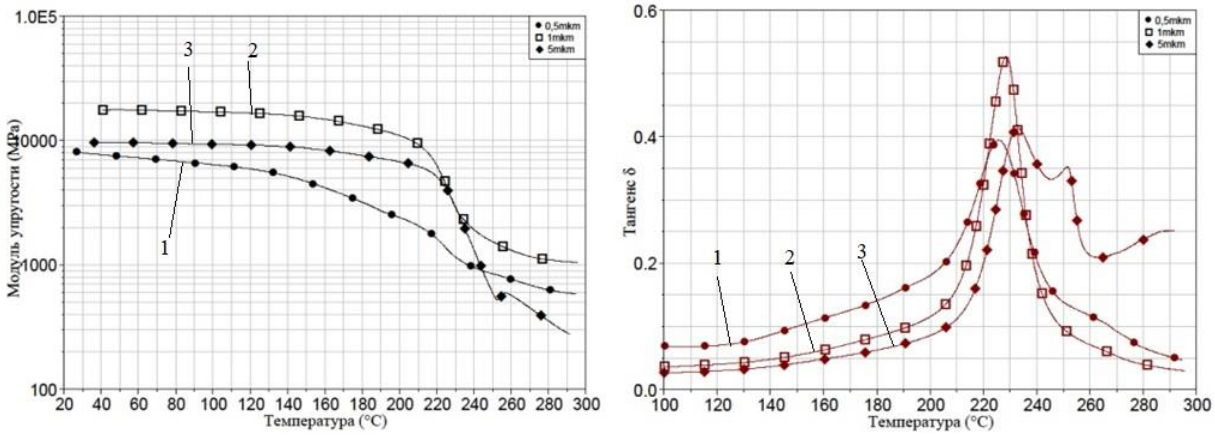
Рисунок 1 – Состав технологического пакета:
1 – оснастка; 2 – антиадгезионный слой; 3 – препрег; 4 – жертвенная ткань;
5 – полупроницаемая мембрана; 6 – дренажная ткань; 7 – вакуумная пленка;
8 – герметизирующий жгут; 9 – контрольный штуцер;
10 – штуцер подключения к вакуумному насосу

Образцы, изготовленные формованием без мембраны, обладали низким содержанием связующего и содержали большое количество воздушных включений. Объемное содержание наполнителя после формования составила 71,3% при изначальном значении в препреге 55%. Столь низкое содержание связующего обусловлено его миграцией в дренажные слои, что обуславливает низкокачественную поверхность (Рисунок 2а) и низкие физико-механические характеристики в отличии от образцов, полученных с помощью полупроницаемой мембраны (Рисунок 2б).

а) б)

Рисунок 2 – Образец, отформованный: а) – без мембраны; б) – с мембраной

Образцы, полученные с помощью мембраны из ПТФЭ имеют значительно большую температуру стеклования и модуль упругости, чем образцы, отформованные без мембраны, что объясняется более качественным удалением растворителя. На рисунке 3 представлены данные с ДМА для образца, отформованного с мембраной различной пористости. Во всех случаях применения мембраны препятствовало миграции связующего в дренажную ткань. В таблице 1 приведены основные параметры полученных стеклопластиков.



а) б)

Рисунок 3 – Динамические механические кривые образцов стеклопластика, отформованные с мембраной различной пористости: а – модуль упругости, б – тангенс угла механических потерь; 1 – 0,5 мкм; 2 – 1 мкм; 3 – 5 мкм

Таблица 1

Влияние пористости мембраны на свойства стеклопластиков

Пористость мембраны, мкм	Температура стеклования T_c,°С	Летучие, %	Исходный V_f, %	V_f полученных стеклопластиков, %
Без мембраны	153	1,71	55	71,3
0,5	193	1,25	55	63,7
1	209	0,98	55	63,5
5	217	0,66	55	63

Из таблицы 1 видно, что увеличение пористости мембраны коррелирует с остаточным количеством летучих веществ в образце, которые уменьшаются с увеличением пористости мембраны.

Технологический эксперимент также показал возможность очистки и повторного использования мембраны из ПТФЭ после формования, что должно значительно уменьшить затраты на производство и снизить количество отходов после формования изделий.

Применение метода вакуумного термоформования с использованием полупроницаемой мембраны позволяет решить сразу несколько проблем автоклавных методов переработки: снизить затраты на производство и облегчить технологический процесс без потери качества готового изделия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Джоган О.М., Костенко О.П. Практическая классификация методов изготовления деталей из полимерных композиционных материалов пропиткой в оснастке // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2013. – №. 1. – С. 21-32.

2. Li W. Process and performance evaluation of the vacuum-assisted process // Journal of composite materials. – 2004. – Т. 38. – №. 20. – С. 1803-1814.

PRODUCTION OF FIBERGLASS BASED ON A THERMOPLASTIC BINDER USING A SEMI-PERMEABLE MEMBRANE

Nizamiev R.
nizamiev64@mail.ru
Supervisor: O. Khamidullin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The paper considers the effect of the porosity of a semipermeable membrane on the properties of fiberglass.

УДК 691.175

DEVELOPMENT OF A HEAT-RESISTANT BINDER FOR RTM-FORMING OF STRUCTURAL PRODUCTS

Nikitin V.
vadim98i@mail.ru
Supervisors: L. Amirova, Doctor of Chemical Sciences, Professor;
A. Krylova, Candidate of Pedagogic Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: In the course of this work, the thermophysical properties of cyanate-epoxy compositions were studied and the possibility of using the compositions in the process of RTM-molding of heat-resistant construction polymer composite materials (PCM) based products was substantiated. The thermophysical characteristics of mixtures with unmodified cyanoesters are compared. It was found that the introduction of phosphorus-containing epoxy oligomers decreases the curing temperature and the viscosity of the composition to the values required for RTM-forming.

At present, the requirements for the operating temperature range of construction products are increasing, especially in the field of aerospace industry, mechanical engineering, and microelectronics, which necessitates the development of heat-resistant composite materials (CM). The thermophysical properties of reinforcement significantly exceed the properties of binders; therefore, the most promising way is the development of heat-resistant binders.

In addition, it is important to take into consideration the influence of the molding technology on the requirements for the complex of resin properties: for example, the resin for RTM-molding must have high strength, crack resistance, thermal and heat resistance, fire resistance, low water absorption, and, which is especially important, the predicted level of rheological properties, allowing impregnation of the article and maintaining the required level of viscosity during the molding process [1].

Among the variety of binders phthalonitriles, cyanate esters (CE), polyimides, bismaleimides have the highest level of thermophysical characteristics [1 – 4].

Cyanate esters are slightly inferior to phthalonitrile resins with respect to the range of operating temperatures, ranking second in terms of heat resistance, but they have a unique set of properties, consisting in good manufacturability, comparable to phenolic resins, high heat release rate, low moisture absorption, shrinkage and volatile matter content [5], which is especially important for molding structural parts made of composite materials, a good level of dielectric [4], radiation-resistant properties, radio transparency [4, 6], low coefficient of thermal expansion (CTE),

good adhesion to many types of reinforcemenys, low release of toxic substances and smoke, relatively high crack resistance and strength characteristics [4 - 7]. In addition, cyanic esters can be hardened without using a hardener [6].

However, this type of resin also has disadvantages: the sensitivity of the curing process to the introduced components and the presence of moisture in the air, due to which, as a result of a chemical reaction, volatile substances are formed, the release of which during molding reduces the physical and mechanical properties of CM [4, 8, 9], high brittleness in the cured state, which is typical for crosslinked thermosetting plastics, and high cost [6, 9].

It is possible to level the disadvantages of CE by using co-curing systems like polyphenols, polyamines, anhydrides, and bismaleimides, [2], but the mechanism of interaction of cyanoester binders with epoxy resins is the most well-studied, and a characteristic feature of such compositions is the curing reaction, during which an interpenetrating network is formed cyan ether and epoxy oligomer [2, 5, 6, 8], however, the issue of using phosphorus-containing resins in the composition of epoxy-cyanate ester compositions is not considered in detail.

The purpose of this work is to study the thermophysical properties and develop a heat-resistant binder for molding structural products by the RTM method. Epoxy oligomers - D.E.R. 331, diglycidylmethylphosphanate (DGMPh), triglycidylphosphate (TGPh) - and cyanate ester resins - NIIKAM SP-OCZS, ASM-1414, Lonza Primaset PT-30.

The study of the curing process of epoxy-cyanate ester compositions was carried out by the differential scanning calorimetry (DSC) method using NETZSCH DSC 204 F1 Phoenix device in isothermal and dynamic heating modes (Figure 1-3).

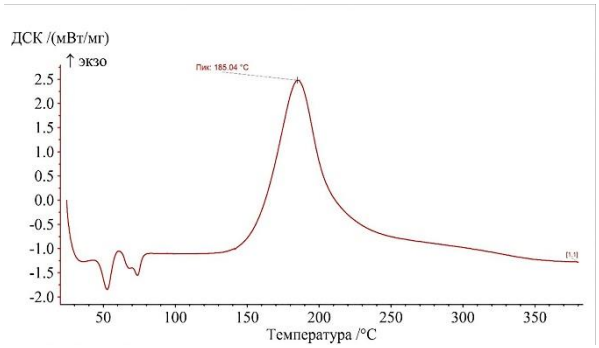


Figure 1. DSC-curve of pure SP-OCZS resin

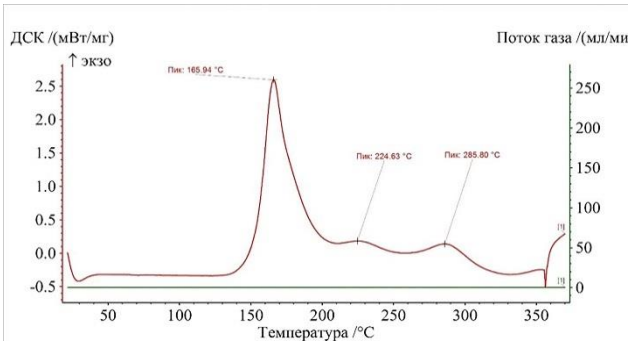


Figure 2. DSC-curve of composition SP-OCZS/TGPh (90/10, wt%)

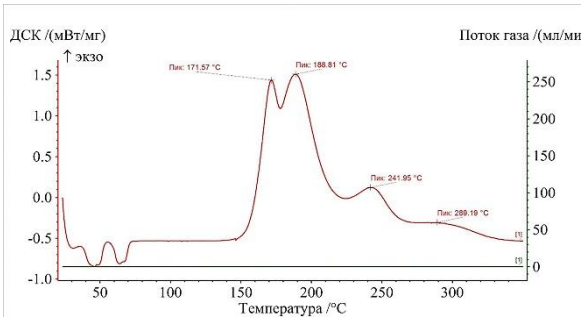


Figure 3. DSC-curve of composition SP-OCZS/DGMPh (90/10, wt%)

An analysis of the curing process of the studied compositions by the DSC method showed that for compositions containing TGPh and DGMPh, there is a decrease in the curing temperature by 20-50 degrees (from 185,04°C for pure resin to 165,94°C and 171,57°C for compositions with 10% TGPh and DGMPh, respectively), and with an increase in the concentration of the additive, the effect is enhanced. The cure temperature drop for TGPh is higher than for DGMPh.

The study of the rheological properties of the compositions was carried out on a rotational viscometer HAAKE RheoStress in the oscillation mode. The measurements were carried out in the range from 20°C to 70°C, graphs of the dependence of the viscosity of the mixture on temperature and the type of epoxy in the cyanate ester composition and graphs of the dependence of the viscosity of the mixtures on temperature and concentration of the epoxy were plotted. Concentrations of CE/EP mixtures were 50/50, 70/30, 90/10 weight parts. The resulting curves are shown in Figures 4-6.

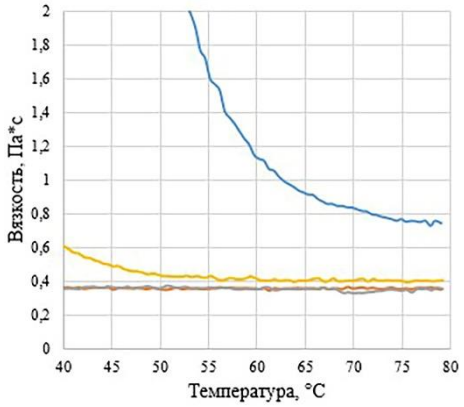


Figure 4. Viscosity-temperature dependence curves of compositions CE/EP SP-OCZS / DGMPh: pure SP-OCZS (blue), SP-OCZS / DGMPh 50/50 (orange), SP-OCZS / DGMPh 75/25 (purple), SP-OCZS / DGMPh 90/10 (yellow)

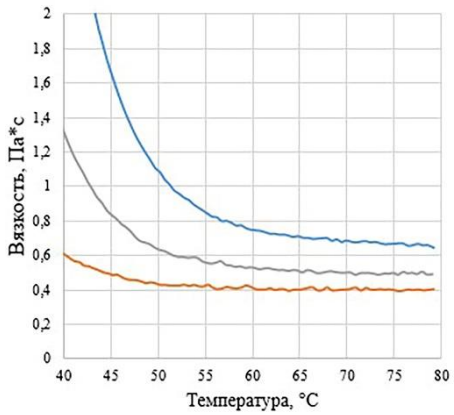


Figure 5. Viscosity-temperature dependence curves of compositions of CE SP-OCZS with different EP (10%): DER-331 (blue), DGMPh (orange), TGPh (violet)

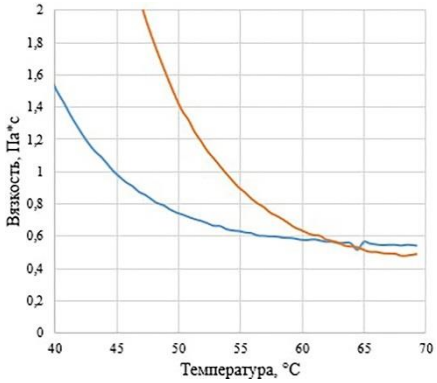


Figure 6. Viscosity-temperature dependence curves of compositions CE PT-30 with various EP (10%, wt): DGMPh (orange), TGPh (blue)

Based on the results of studying the rheology of the compositions, it can be concluded that the most promising results are shown by compositions containing DGMPg and TGPh and based on SP-OCZS resin show lower viscosity at a similar temperature and EP concentration than compositions based on Lonza PT-30.

The chemical reaction of the epoxy oligomers and cyanate esters congruence was studied using the example of cured and uncured samples by infrared (IR) spectrometry using a Bruker TENSOR 27 instrument in isothermal and dynamic heating modes (Figures 7, 8).

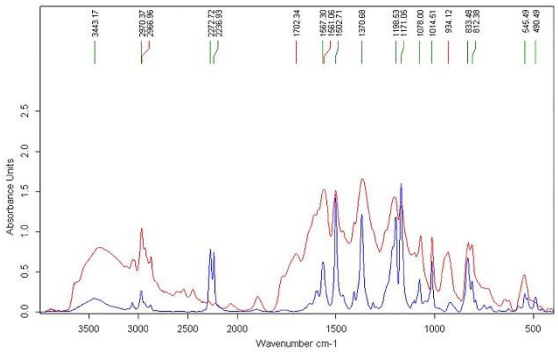


Figure 7. IR-spectrogram of the composition SP-OCZS/DGMPh (90/10, wt%): cured (red) and uncured (blue)

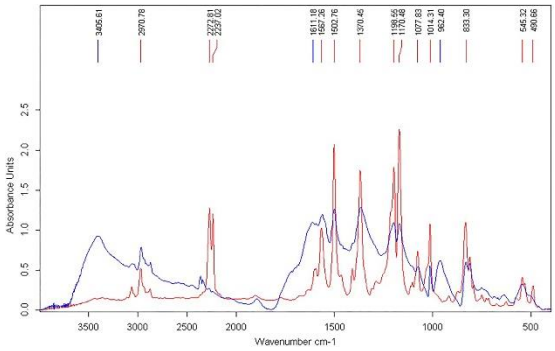


Figure 8. IR-spectrogram of the composition SP-OCZS/TGPh (90/10, wt%): cured (red) and uncured (blue)

Analysis of the IR spectra of uncured and cured (mode: 120°C - 2 hours, 200°C - 2 hours) compositions shows almost complete disappearance of epoxy groups (915-920 cm^{-1}) and cyanic groups (2265 cm^{-1}), which is consistent with the scheme of the curing reaction described in the literature.

The glass transition temperature of polymers was determined by dynamo-mechanical analysis (DMA) on a TA Instruments DMA Q800 DMA analyzer (Figures 9-12).

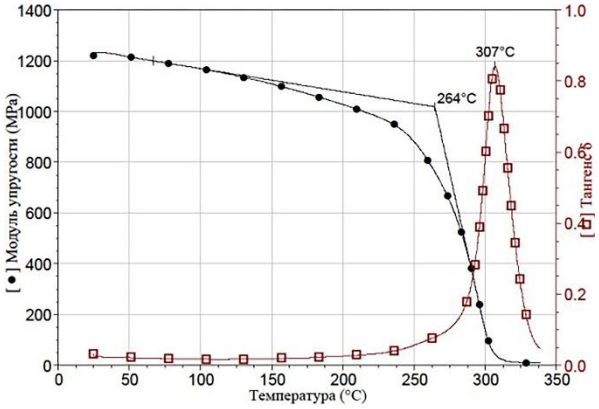


Figure 9. DMA-curve of pure SP-OCZS

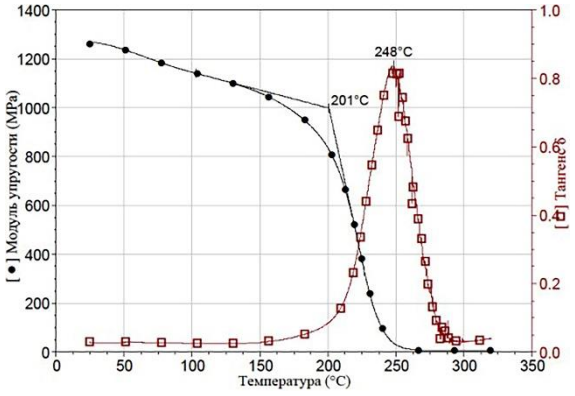


Figure 10. DMA-curve of of composition SP-OCZS/DGMPh (90/10, wt%)

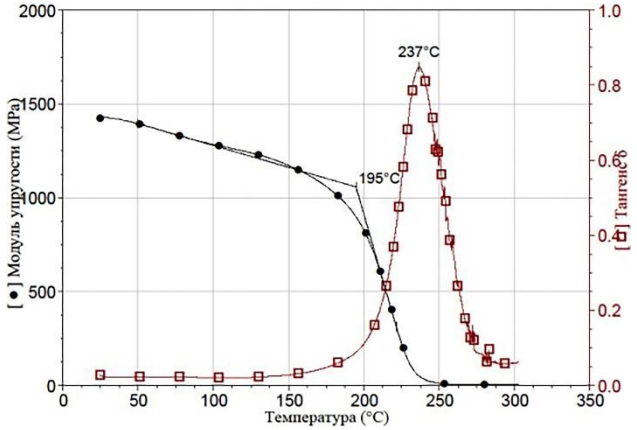


Figure 11. DMA-curve of composition SP-OCZS/TGPh (90/10, wt%)

DMA-data show that the introduction of EO lowers the glass transition temperature of the cured compositions; therefore, the most optimal concentration is up to 10%.

Taking into account all the data, we conclude that the most promising for use as a heat-resistant binder for molding structural products by the RTM method is the NIIKAM SP-OCZS/TGPh composition (90/10, wt%), since the curing temperature decreases by 61°C, and the viscosity also decreases (the temperature range of the low-viscosity state of the composition expands).

The obtained data demonstrate that the use of cyanate ester compositions and phosphorus-containing epoxy oligomers for RTM molding is promising due to a decrease in the viscosity and curing temperature of the composition in comparison with pure CE resin.

The results of this study have been used for developing technological process of manufacturing a construction part of aerospace application - a counter-reflector rod. The process was simulated using the PAM-RTM software.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Михайлин Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы. СПб.: Научные основы и технологии. 2008. 822 с.

2. Penczek P. Polyfunctional cyanate monomers as components of polymer systems / P. Penczek, W. Kaminska // Advanced Polymer Science. 1990. Vol. 97. P. 41 – 60.

3. Панкратов В.А. Синтез полицианатов полициклотримеризацией ароматических и элементоорганических цианатовых эфиров / В.А. Панкратов, С.В. Виноградова, В.В. Коршак // Успехи химии. 1977 г. Т. XLVI. С.530 – 564.

4. Ian Hamerton, I. The use of thermosets in aerospace applications. / I. Hamerton, L. Mooring // Thermosets: Structure, Properties, and Applications. 2012. P. 189 – 227

5. Paul Joseph Myslinski. Analysis of cyanate ester resins and graphit fabric for use in resin film infusion processing. Master's thesis. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksberg, 1997. 142 p.

6. Andreas Kandelblauer. Cyanate esters. / Andreas Kandelblauer // Handbook of Thermoset Plastics. 2014. P. 425 – 458.

7. Gaetana La Delfa, G. High temperature and flame-retardant cyanate esters for aerospace applications. / Gaetana La Delfa, Wolfgang Voigt, Magnus Abgottspon // Aerospace. Brindisi, 2010. – 8 p.

8. Rong-Hsien Lin. In situ FTIR and DSC investigation on cure reaction of liquid aromatic dicyanate ester with different types of epoxy resin. / Rong-Hsien Lin // Polymer Chemistry. 2000. Vol. 38. P. 2934 – 2944

9. A. Toldy. Reactive flame retardancy of cyanate ester/epoxy resin blends and their carbon fiber reinforced composites. / A. Toldy, Á. Szlancsik, B. Szolnoki // Polymer Degradation and Stability. 2016. Vol. 128. P. 29 – 38.

РАЗРАБОТКА ТЕПЛОСТОЙКОГО СВЯЗУЮЩЕГО ДЛЯ ФОРМОВАНИЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ МЕТОДОМ RTM

Никитин В.С.

vadim98i@mail.ru

Научные руководители: Л.М. Амирова, д.х.н., профессор;

А.С. Крылова к.п.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: В ходе данной работы были изучены теплофизические свойства эпоксицианэфирных композиций и обоснована возможность применения композиций в процессе RTM-формования теплостойких изделий конструкционного назначения из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Проведено сравнение теплофизических характеристик смесей с немодифицированными цианэфирами. Выяснено, что введение

фосфорсодержащих эпоксидных олигомеров снижает температуру отверждения и вязкость композиции до требуемых для RTM-формования значений.

УДК 691.175

ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНСОЛИДИРОВАННЫХ ПЛАСТИН НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ ДЛЯ ТЕРМОФОРМОВАНИЯ

Никитин В.С.
vadim98i@mail.ru
Научный руководитель: Амирова Л.М., д.х.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: В данной работе были рассмотрены некоторые методы определения характеристик, требуемых для моделирования процесса термоформования изделий из консолидированных пластин на основе термопластов, а также экспериментально определены свойства изготовленной консолидированной пластины на основе полипропилена и стекловолокна.

В последнее время всё больший интерес вызывает использование термопластов для производства деталей конструкционного назначения, что связано с такими положительными качествами данных полимеров, как возможности изготовления крупногабаритных изделий, достаточно высокой производительности, экономичности [1]. Однако композиционные материалы на основе термопластичных матриц, армированных непрерывными волокнами и тканными материалами до настоящего времени, практически не получили применения из-за сложностей совмещения полимера с армирующим материалом и ряда возникающих сложностей при получении изделий, в частности методом термоформования.

Деформация слоистого пластика в процессе термоформования имеет комплексный характер [2], поэтому задача получения качественного изделия из ПКМ ввиду влияния большого количества параметров технологического процесса является затруднительной. Для повышения производительности изготовления изделий, качества продукции и снижения издержек необходимо оптимизировать цикл проектирования и производства изделия. Одним из способов достижения данной цели является моделирование технологического процесса производства деталей, что позволяет заменить дорогостоящие натурные испытания на эксперименты, осуществляемые с помощью созданных с помощью программного обеспечения численных моделей. Это способствует значительному сокращению времени, затрачиваемому на оптимизацию процесса [3, 4].

Развитие компьютерных технологий и прежде всего компьютерного моделирования процессов формования изделий, поспособствовали снижению затрат на производство и ускорению процесса разработки. Однако немаловажным обстоятельством для проведения расчётов с использованием коммерчески доступных программных пакетов является необходимость определения входных параметры, к наиболее важным из которых относятся модуль упругости, модуль сдвига, коэффициент трения между слоями и с оснасткой [5-7]. Однако ввиду большого количества характеристик, которые могут описывать свойства полимерного композиционного материала (ПКМ) для удобства моделирования процессов производства, в том числе и моделирования термоформования изделий из консолидированных пластин на основе термопластичных связующих следует разработать перечень основных и наиболее важных характеристик ПКМ.

В данной работе мы исследовали консолидированную пластину на основе стекловолокна и полипропилена, состоящую из 14 слоёв толщиной 0,24 мм, симметрично уложенных, углы ориентации слоёв 0˚ и 90˚.

Выбор температуры проведения испытаний был осуществлён на основании показаний динамического механического анализа (ДМА), так как с помощью данного метода можно достаточно точно определить температуру, при которой наблюдается резкое падение модуля упругости материала, в результате чего снизится требуемое усилие формования. В ходе опыта применялся ДМА-анализатор TA Instruments DMA Q800 в режиме осцилляции. Результаты ДМА-анализа приведены на рисунках 1,2.

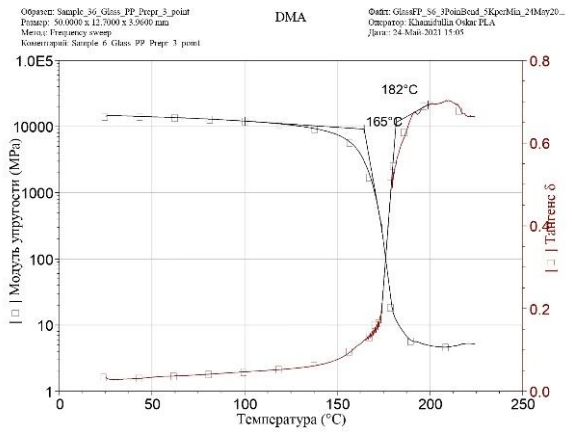


Рисунок 1 – ДМА-кривая отверждения образца 2 полипропилена

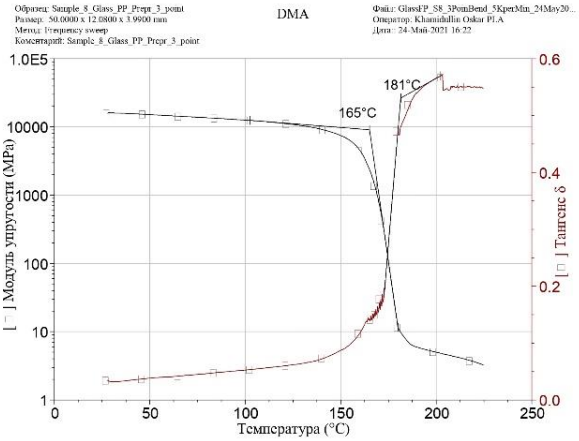


Рисунок 2 – ДМА-кривая отверждения образца 6 полипропилена

По данному графику можно сделать вывод, что резкое падение модуля упругости наблюдается в диапазоне от 165 до 180˚С, следовательно, остальные испытания следует проводить именно в определённом опытным путём диапазоне температур. Для данной работы были выбраны температуры 170, 180, 190 и 200˚С.

При изготовлении консолидированных пластин необходимо учесть реологию применяемого материала. Реологические характеристики измерялись на ротационном динамическом реометре HAAKE RheoStress 6000. Проводилось измерение вязкости полипропилена в зависимости от времени при следующих температурах: 170, 180, 185, 190, 200 ˚С. Графики зависимости приведены на рисунке 3.

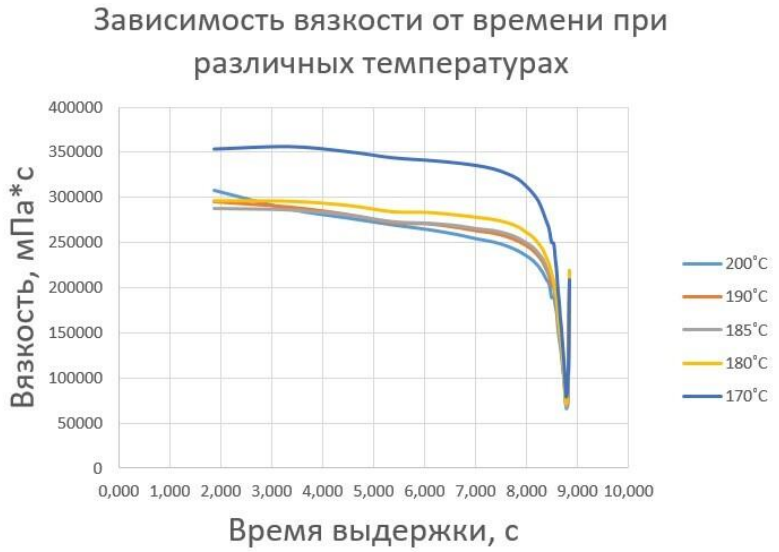


Рисунок 3 - Графики зависимости вязкости от времени

Очевидно, что с повышением температуры вязкость матрицы снижается, а при выдержке в течение 8 минут начинается лавинообразное снижение вязкости, которое прерывается скачкообразным её ростом при выдержке в течение 8.5 минут.

Для расчёта массовых и прочностных характеристик проектируемой конструкции было проведено измерение модуля упругости, плотности и коэффициента наполнения. Измерение плотности осуществлялось методом гидростатического взвешивания, а коэффициента наполнения - методом выжигания матрицы. Таблица 1 содержит полученные значения.

Таблица 1

Определение плотности образцов методом гидростатического взвешивания и коэффициента наполнения методом выжигания матрицы

№ образца	масса на воздухе, г	масса в воде, г	плотность образца, г/см^3	масса после сжигания, г	Массовая доля волокна	Объёмная доля волокна
2-1	5,1294	1,7144	1,4983	3,3863	66,0175	36,6340
2-2	6,0586	2,0305	1,5003	3,9495	65,1883	36,2236
2-3	3,6189	1,1459	1,4597	2,3839	65,8736	35,6134
2-4	4,7032	1,5576	1,4914	3,0461	64,7665	35,7758
3-1	4,1008	1,4192	1,5254	2,7559	**67,2040**	37,9681
3-2	4,7680	1,5811	1,4924	3,1312	65,6711	36,2987
3-3	4,2493	1,4897	**1,5360**	2,8555	67,1993	**38,2283**
3-4	5,7438	1,9087	1,4939	3,7615	65,4880	36,2354
4-1	3,4986	1,0327	1,4152	2,1884	62,5507	32,7869
4-2	4,4022	1,4307	1,4778	2,9169	66,2601	36,2656
4-3	5,3263	1,7133	1,4705	3,5012	65,7342	35,8012
4-4	4,9826	1,6452	1,4892	3,2681	65,5903	36,1773
5-1	4,5092	1,4060	1,4494	2,9146	64,6367	34,6991
5-2	2,9998	0,8001	1,3603	1,7135	***57,1197***	***28,7781***
5-3	6,0342	1,8919	1,4531	3,7958	62,9048	33,8541
5-4	4,7160	1,6487	1,5337	3,1085	65,9139	37,4407

Определение модуля упругости осуществлялось на универсальной разрывной электромеханической машине Instron 4505 в термокамере методом растяжения образца материала. На рисунке 4 приведены полученные кривые. Таблица 2 показывает соответствие между номером образца и температурой испытаний.

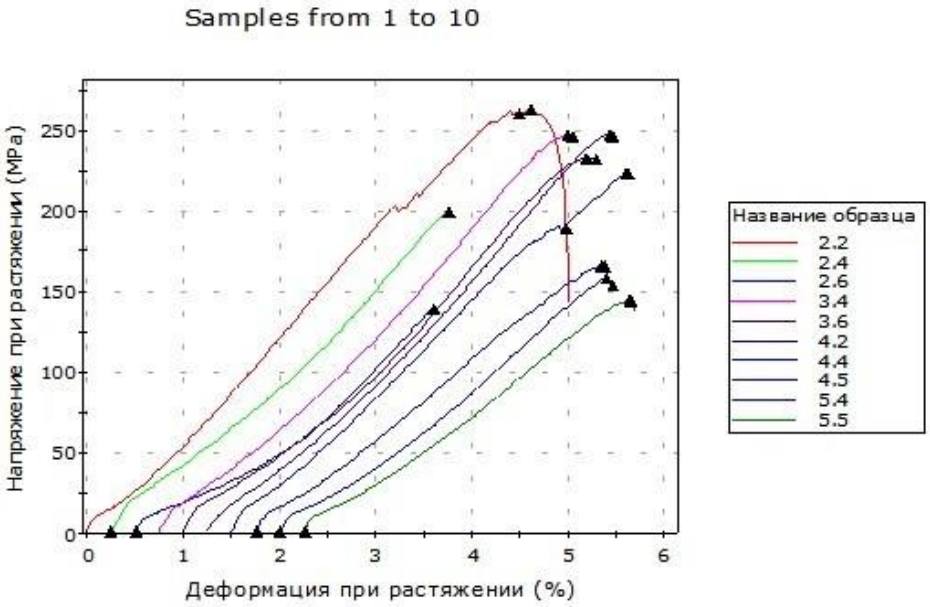


Рисунок 4 - Кривые напряжения-деформации, характеризующие модуль упругости исследуемых образцов ПКМ

Таблица 2

Соответствие между образцом и температурой испытаний

№ образца	Температура испытания, ˚С
2.2	180
2.4	190
2.6	200
3.4	180
3.6	190
4.2	180
4.4	190

Модуль сдвига определяли методом растяжения в рамке в универсальной разрывной электромеханической машине Instron 4505 в термокамере.

Кривые напряжения-деформации, полученные в данном эксперименте приведены на рисунке 5.

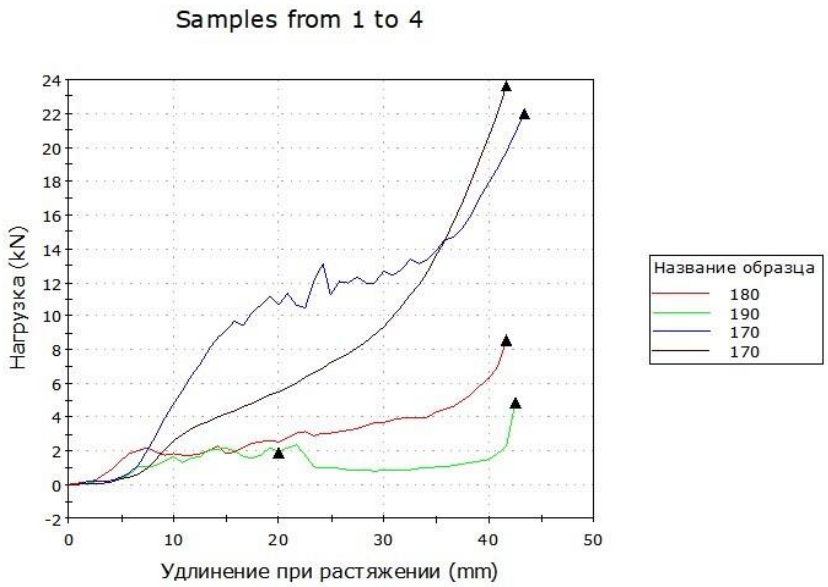


Рисунок 5 – Кривые напряжения-деформации, характеризующие модуль сдвига исследуемых образцов ПКМ

Анализируя полученные о модулях упругости и сдвига образцов ПКМ, можно сделать следующий вывод: с повышением температуры нагрева наблюдается значительно снижение значений модулей, поэтому наиболее выгодно выбрать температуру формования, находящуюся на верхнем краю исследуемого нами диапазона, в данном случае, равной 190˚С.

Таким образом, в ходе нашей работы были рассмотрены способы определения характеристик ПКМ на основе термопластов и экспериментально определены их величины для моделирования процесса термоформования изделий из изготовленной нами консолидированной пластины, а также определили оптимальную температуру формования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Крыжановский В.К., Кербер М.Л., Бурлов В.В., Паниматченко А.Д. Производство изделий из полимерных материалов: Учеб. пособие. – СПб.: Профессия, 2004. – 464 с.

2. Lebrun G., Bureau M. N., Denault J. Thermoforming-Stamping of Continuous Glass Fiber/Polypropylene Composites: Interlaminar and Tool–Laminate Shear Properties // Journal of Thermoplastic Composite Materials. – 2016. – Т. 17, № 2. – С. 137-165

3. Luise Kärger, Siegfried Galkin, Dominik Dörr, Christian Poppe. Capabilities of Macroscopic Forming Simulation for Large-Scale Forming Processes of Dry and Impregnated Textiles. Procedia Manufacturing 47 (2020) 140–147;

4. The Structural Integrity of Carbon Fiber Composites. Fifty Years of Progress and Achievement of the Science, Development, and Applications. Springer International Publishing Switzerland, 2017. -970p

5. C. Cherif, Textile Werkstoffe für den Leichtbau: Techniken - Verfahren - Materialien - Eigenschaften, SpringerLink : Bücher, Springer, Berlin, ISBN 978-3-642-17992-1, 2011.

6. Hou, M., Friedrich, K. and Scherer, R., Optimization of Stamp Forming of Thermoplastic Composite Bends, Composite Structures, 27(1994), pp. 157-167.

7. Минькова А.А., Бояршинов, М.В., Гринев, М.А., Зимнюков, И.А., Попова, А.Г. Термопластичные композиционные материалы. Особенности технологических процессов. Применяемость, возможности и ограничения // Материалы Всероссийской научно-технической конференции «Термопластичные материалы и функциональные покрытия». - 23 апреля 2019 г.

CHARACTERISTICS OF THERMOPLASTIC-BASED CONSOLIDATED PLATES FOR THERMOFORMING

Nikitin V.
vadim98i@mail.ru
Supervisor: L. Amirova, Doctor of Chemical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: In this work, we considered some methods for determining the characteristics required for modeling the process of thermoforming products from consolidated plates based on thermoplastics, and also experimentally determined the properties of the manufactured consolidated plate based on polypropylene and glass fiber.

УДК 678.8

СОВРЕМЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ НА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Носов Д.А.
mocelgoogkv@gmail.com
Научный руководитель: И.Х. Саитов, д. ф-м. н, профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Процесс старения полимерных композиционных материалов представляет собой сложный физико-химический процесс, состоящий из множества факторов, оказывающих влияние на проектирование материалов летательных аппаратов. Их эксплуатация в экстремальных климатических условиях, с предельным значением температуры, влагонасыщения, ультрафиолетового излучения, в долгосрочной перспективе приводит к избыточному накоплению усталостных повреждений, часто превышающих эффект накопления механических повреждений. В работе изучаются механизмы раздельного и совместного влияния различных климатических и механических факторов на физико-механические свойства композиционных материалов.

В авиастроении к настоящему времени распространение и развитие получили полимерные композиционные материалы (ПКМ) с матрицей из углепластиков. Это объясняется большим разнообразием видов полимеров и свойств, которые они передают получаемым композиционным материалам, а также доступной технологией переработки при хорошей связующей способности.

К недостаткам ПКМ следует отнести слабую износостойкость в отношении абразивов, низкую стойкость к динамическим нагрузкам, а также резкое снижение свойств при наличии дефектов волокна, обусловленного его влажностью или эксплуатацией во влажной атмосфере, слабую стойкость к влиянию солнечной радиации и бактериальной флоре. Гидрофильность композиционных материалов — это одна из основных проблем их применения в машиностроении.

Обзор литературы, посвящённой анализу недостатков ПКМ, позволяет выделить группу явлений, обусловленных климатическими воздействиями. Так, в работе [1] рассматривается важность синергетического воздействия основных климатических факторов — ультрафиолетового излучения (УФ-излучения), влажности и температуры. Так же в работе говорится о том, что выключение одного из параметров (УФ, влага, температура) при

проведении лабораторных испытаний ведёт к неправильной оценке климатического воздействия на деградацию ПКМ, в сравнении с натурными испытаниями.

Рассмотрены варианты их влияния и механизмы воздействия на ПКМ. Так, даётся интерпретация УФ–излучения — предполагается разрушение целостности поверхностного слоя ПКМ с увеличением молекулярной подвижности, ведущей к деградации поверхностного слоя и появлению микротрещин (разрывы молекулярных цепей), что способствует проникновению влаги в поверхностный слой. Проникновение влаги увеличивает пластификацию, а пластификация в свою очередь повышает молекулярную подвижность, что приводит к диффузии кислорода (гидролиз), а затем к фотоокислительным явлениям. Другими словами – присутствие воды усиливает влияние УФ-излучения, пластифицируя сетку, что способствует диффузии кислорода, ускоряющей процессы фотоокисления.

Наложенное тепловое воздействие — ключевой фактор протекания всех вышеперечисленных химических процессов, а также ускоритель этих реакций. Температурное воздействие является важным параметром кинематики разложения.

В [1] приводится анализ естественного старения и ускоренного старения в лабораторных условиях. Естественные погодные условия представлены тропическим климатом города Дананг, Вьетнам. Относительная влажность составила 82%(±4%). Средние температуры составляли 29,8℃ (±3,6℃)– для максимума и 22,6℃ (±2,3℃) – для минимума. Годовая солнечная радиация составила 6424 МДж/м^2.

Ускоренное старение в лабораторных условиях проводилось последовательно, в два этапа, с использованием испытательных камер УФ (QUV от Q-Lab) — этап УФ-старения и этап гигротермического старения. Этап УФ-старения проводился в испытательных камерах, где применялись люминесцентные лампы с длиной волн λ=340 нм. Температура при таком экспонировании составляла 45℃, а интенсивность излучения была на зафиксирована на уровне 0,77 Вт/м^2 для имитации солнечного света в полдень. Гигротермическое старение проводилось при 70℃ и относительной влажности 85%.

Таблица 1

Значения изгиба ПКМ, измеренные путем испытаний на поперечный изгиб

—	Время старения, недели	Композиты	
		Модуль упругости, МПа	Предел прочности, МПа
Естественное старение	0	2059	41
	12	2370	39
	32	1994	36
	76	2033	33
УФ-старение	1	1927	37
	4	1982	34
	8	2202	38
Гигротермическое старение	4	2086	31
	6	1988	30

В результате испытаний установлено, что влияние на механические свойства ПКМ выше и намного быстрее оказывает гигротермическое старение, чем естественное старение. Механические характеристики, полученные при гигротермическом старении в течение 4-х недель, ниже, чем те же механические характеристики, полученные после 4-х недель УФ-старения и 32-х недель естественного старения (табл. 1).

В работе [2] исследовано старение углепластика в теплом климате при естественном экспонировании в течение 75 месяцев. Авторы приходят к заключению о том, что солнечное излучение в течение первых трёх месяцев упрочняет материал, снимая напряжения с поверхностного слоя (аналогично выводам, полученным в статье [1]). После трёх месяцев (93

суток) происходит активная деградация внешних слоёв образцов ПКМ, обращённых к солнцу. Со временем деградация слоёв ПКМ стремится к центру образца (рисунок 1), уменьшая при этом, общую прочность на 30%.

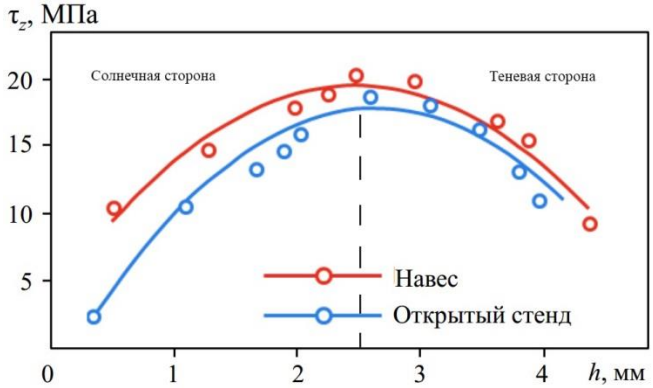


Рисунок 1 – Предел прочности при межслойном сдвиге на разной глубине от поверхности пластин органопластика Органит 7Т после 6 лет экспонирования на открытом стенде и под навесом в теплом влажном климате

Также солнечное излучение ухудшает качество поверхности образцов, неоднородность рельефа поверхности увеличивается. При этом на обратной (теневой) стороне происходит фотоотверждение эпоксидных матриц. Из рисунка 2 видно, что образцы, находившиеся под навесом, испытывали меньшее влияние погодных условий, потому что навес препятствовал попаданию на образцы солнечного излучения.

Влажность влияет на связующее, вызывая эрозию. Влага является инициатором гидролиза, а также пластификатором. Интересен тот факт, что гидролиз частично обратим. Ветер и дождь способны вызвать эрозию поверхности образцов ПКМ. В результате гидролиза образуются группы этана, этанола, бензола, толуола. При чём, с увеличением времени экспонирования, увеличивается количество выделения вышеописанных групп.

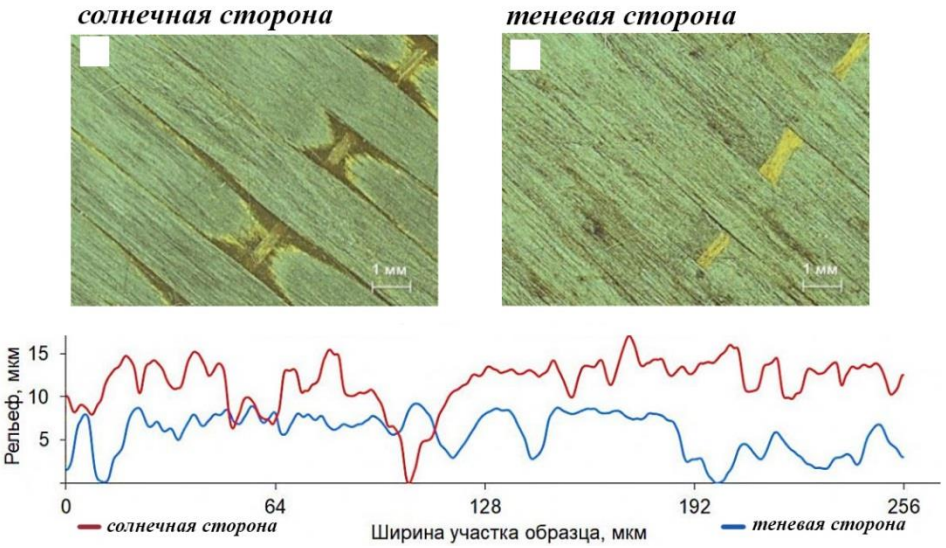


Рисунок 2 – Поверхности солнечной и теневой сторон панелей из углепластика КМУ-7т (сверху); профили поверхности на солнечной и теневой сторонах панели из углепластика КМУ-7т (снизу)

В статье [3] представлены результаты анализа последовательного климатического и механического воздействия (табл. 2).

Таблица 2

Обобщение экспериментальных результатов раздельных климатических и последовательных эксплуатационно-климатических воздействий на стеклопластик СТ-69Н

Эксплуатационно-климатические факторы	Сохраняемость свойств, %			
	$\sigma_{В.И.i}/\sigma_{В.И.0}$		$\sigma_{В.СЖ.i}/\sigma_{В.СЖ.0}$	
	при температуре испытаний, °С			
	20	80	20	80
1. Тепловой ресурс $t = 80$°С, τ – 1300 ч	89	95	108	111
2. Термовлажностное старение: $t = 50$°С, $\varphi = 80 \pm 3\%, \tau - 60$ сут	85	76	97	79
3. Термоциклирование: $t = (-60$°С $\div +80$°С$), \tau -$ 2 ч, 30 циклов	90	91	97	107
4. Усталостное нагружение: $\sigma_В = 0{,}4\sigma_{разр}, N = 1 \cdot 10^4$ циклов, f=5-8 Гц	89	91	87	104
5. Последовательное воздействие эксплуатационно-климатических факторов	79	84	87	90

В работе проводились испытания в лабораторных условиях по следующей методике:

Первый этап — Тепловой ресурс: $t = 80$°С, τ – 1300 ч

Второй этап — Климатическое воздействие, состоящее из двух блоков:

1) термовлажностное старение: $t = 50$°С, $\varphi = 80 \pm 3\%, \tau$ – подбиралось до равновесного влагосодержания;

2) циклическое изменение температуры: $t = (-60$°С $\div +80$°С$), \tau - 2$ ч, 30 циклов;

Третий этап — Усталостное нагружение: $\sigma_В = 0{,}4\sigma_{разв}, N = 1 \cdot 10^4$ циклов, f=5-8 Гц.

Проводись испытания по определению прочности при изгибе и сжатии.

Временные диапазоны проведения всех этапов испытаний определялись из расчета 30-летнего срока эксплуатации изделия и частоты возникновения их в данный период.

Результаты, полученные авторами, показывают значительное влияние процессов термовлажностного старения и усталостного нагружения, над процессами термоциклирования и теплового ресурса. Особенно этот эффект заметен при 80 °С после термовлажностного старения вследствие, пластифицирующего воздействия влаги. Особенное снижение прочностных свойств наблюдается в случае последовательного воздействия эксплуатационно-климатических факторов.

В статье [4] представлены результаты (табл. 3) испытаний совместного воздействия климатических и статических нагрузок проведенных в экспозиции на открытой площадке. Заметна наибольшая потеря механических свойств на образцах при изгибе с нагрузкой 0,5 $\sigma_{вн}$. При этом для всех остальных условий нагружений модуль упругости практически не изменился.

Таблица 3

Результаты исследования механических свойств трехслойных сотовых панелей при четырехточечном изгибе после 12 мес. Экспозиции на открытой площадке ГЦКИ

Условия экспозиции	Предел прочности при продольном изгибе $\sigma_{вн}$ МПа	Модуль упругости при продольном изгибе Е, ГПа
В исходном состоянии	83,0	8,75
После экспозиции в свободном состоянии	75,0	9,09
После экспозиции под нагрузкой:		
0,25 $\sigma_{вн}$	72,4	8,9
0,5 $\sigma_{вн}$	69,8	8,36
0,75 $\sigma_{вн}$	Разрушились досрочно	Разрушились досрочно

Результаты аналогичных испытаний в лабораторных условиях с нагрузкой и без представлены в статье [5]. Испытания были проведены в натурных климатических условиях (климатическая станция ВИАМ, г. Москва) и лабораторных условиях. Из результатов (табл.4) можно отметить различие результатов испытаний в лабораторных и натурных условиях и существенное влияние статической нагрузки на свойства ПКМ.

Таблица 4

Результаты исследований свойств углепластика КМУ-11ТР после испытаний в лабораторных и натурных климатических условиях

Вид испытания	Уровень нагрузки	Влагосодержание, %	Температура стеклования, ℃	Интервал стеклования, ℃	Относительная прочность, %
Натурные климатические	Без нагрузки	0,3	130	103-134 (31)	96
	0,4 от $\sigma_{разр}$	0,3	123	102-128 (26)	99
	0,6 от $\sigma_{разр}$	0,3	110	102-132 (30)	100
Лабораторные ускоренные	Без нагрузки	0,51	101	88-134 (46)	94
	0,4 от $\sigma_{разр}$	0,55	97	89-105 (16)	86
	0,6 от $\sigma_{разр}$	0,58	93	81-103 (22)	66

Заключения

1. Проведенный обзор научно-технической литературы показывает, что процесс ускоренного старения ПКМ, является сложным и комплексным процессом, в связи с чем необходимо проведение последовательных испытаний климатических испытаний на отдельные агрессивные факторы: УФ-воздействие, влагонасыщение, повышенные температуры, термоциклирование для определения степени влияния каждого из этих факторов на механические свойства композита.

2. Для оценки достоверности климатического старения необходимо одновременное воздействие этих факторов в совокупности, отсутствие хотя бы одного из параметров во время лабораторных испытаний может оказать влияние на точность прогнозирования срока службы ПКМ.

3. Необходимость учета механического воздействия помимо климатического при полном жизненном цикле материалов из ПКМ.

Длительная экспозиция ПКМ с разными уровнями нагружения показывает, что данный процесс приводит к разрушению структуры ПКМ и ускоренному процессу старения.

4. На основании проведенных исследований можно выделить приоритетные направления:

- разработка и актуализация методики испытаний включающей в себя совместное воздействие усталостного и климатического нагружения
- индивидуальный подбор методики проверки остаточной прочности, в зависимости от характера нагрузок ПКМ в реальных условиях
- актуализация оценки достоверности поведения ПКМ при ускоренном старении, с обязательным проведении натурных испытаний и валидации полученных данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. L.Belec, T.H. Nguyen, D.L. Nguyen, J.F. Chailan. Comparative effects of humid tropical weathering and artificial ageing on a model composite properties from nano- to macro-scale // Composites. Part A. 2015. Vol. 68. No. 1. P. 235-241.

2. Старцев В.О., Валевин Е.О., Гуляев А.И. Влияние старения поверхности полимерных композиционных материалов на их механические свойства // Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн. 2020. №8. Ст. 7. URL: http://viam-works.ru/ (дата обращения: 01.09.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-8-64-76.

3. Кириллов В.Н., Ефимов В.А., Матвеенкова Т.Е., Коренькова Т.Г. Влияние последовательного воздействия климатических и эксплуатационных факторов на свойства стеклопластиков // Авиационная промышленность. 2004. №1. С. 45-48.

4. Кириллов В.Н., Ефимов В.А., Вапиров Ю.М. Исследование климатической стойкости ПКМ в приморской атмосфере теплого влажного и умеренного теплого климата // В сб. докл. 7-й науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2008». 5-6 сентября. 2008. С. 314-320.

5. Гладких А.В., Курс И.С., Курс М.Г. Анализ натурных климатических испытаний, совмещенных с приложением эксплуатационных факторов, неметаллических материалов (обзор) // Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн. 2018.№10. СТ. 9. URL: http://viam-works.ru/ (дата обращения: 01.09.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-74-82.

6 ГОСТ 9.707-81. Материалы полимерные. Методы ускоренных испытаний на климатическое старение.

MODERN RESEARCH OF THE MECHANISMS OF THE IMPACT OF EXTREME CLIMATIC CONDITIONS ON THE PHYSICAL AND MECHANICAL PROPERTIES OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS

Nosov Dmitry

mocelgoogkv@gmail.com

Supervisor: Ildar Saitov, Doctor of Physico-mathematical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The aging process of polymer composite materials is a complex physicochemical process consisting of many factors that influence the design of aircraft materials. Their operation in extreme climatic conditions, with extreme values of temperature, moisture saturation, ultraviolet radiation, in the long term leads to an excessive accumulation of fatigue damage, often exceeding the effect of the accumulation of mechanical damage. The work studies the mechanisms of separate and joint influence of various climatic and mechanical factors on the physical and mechanical properties of composite materials.

УДК 620.172.242

ОЦЕНКА НЕОДНОРОДНОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ В ЛИСТОВОМ ПРОКАТЕ ИЗ НИЗКОУГЛЕРОДИСТОЙ СТАЛИ

Осипок Т.В.[1], Зайдес С.А.[2]

[1]osipok_tv@mail.ru, [2]zsa@istu.edu

Научный руководитель: С.А. Зайдес, д.т.н, профессор

([1,2]Иркутский национальный исследовательский технический университет, Иркутск;
[1]Иркутский авиационный завод – филиал ПАО «Корпорация „Иркут“, Иркутск)

Для оценки неоднородности распределения механических свойств в листовом прокате представлены результаты: испытания на одноосное растяжение плоских образцов, вырезанных в трех направлениях относительно прокатки (продольном, поперечном и под углом 45^0); фрактографический анализ образцов, разрушенных после испытаний; металлографический анализ и микромеханическое исследование (измерение микротвердости) образцов; испытание на одноосное растяжение плоских образцов после их отделочно-упрочняющей обработки роликом.

Введение

В процессе производства стального проката с увеличением степени деформации сфероидальные до деформации зерна вытягиваются в направлении деформации, появляется волокнистая макроструктура металла и его свойства становятся анизотропными [1-3]. Анизотропию холоднодеформируемых и горячедеформируемых изделий рассматривают раздельно, так как у холоднодеформируемых изделий, не подвергающихся рекристаллизационной термической обработке значения механических свойств продольных и поперечных образцов обычно заметно различаются, в то время как у горячедеформированных материалов этой разницы может и не быть. У ряда сталей, после холодной прокатки, значения предела прочности в поперечном направлении выше, чем в продольном, наблюдается и «обратная» анизотропия, аналогичные результаты получены в работе [4].

Основными причинами неоднородности распределения механических свойств у стальных изделий являются – кристаллографическая и механическая текстура, волокнистость, полосчатость, и наличие включений. Неметаллические включения, оксиды и сульфиды в процессе деформации располагаются или в виде разорванных строчек (оксиды) или в виде продолговатых линз (сульфиды), ориентированных вдоль направления прокатки. Эти включения служат центрами кристаллизации феррита, в результате образуется полосчатая феррито-перлитная структура [5]. Ценные заключения об анизотропии механических свойств могут дать фрактографические и металлографические исследования [6].

В Иркутском национальном исследовательском техническом университете ведутся работы по созданию отделочно-упрочняющих процессов поверхностного пластического деформирования на основе новых кинематических схем рабочего инструмента [7]. Одним из отличий упрочняющих процессов обработки является пластический след от рабочего инструмента. Он может быть продольным, т.е. совпадать с направлением осевой линии цилиндрической детали [8], может быть поперечным (перпендикулярно осевой линии) [9] или располагаться под некоторым углом к осевой линии [10].

Пластический след от рабочего инструмента показывает направление, по которому формируются механические свойства материала. Таким образом, направление упрочняющей обработки будет влиять на характеристики пластичности и прочности поверхностного слоя. Чтобы подтвердить это экспериментально, нужно определить неоднородность механических свойств исходного материала, которая будет оказывать влияние (или не будет) на свойства упрочненных деталей.

Цель работы – установить влияние неоднородности распределения механических свойств материала на характеристики прочности ($\sigma_в$, $\sigma_{0,2}$) и пластичности (δ) в различных направлениях плоскости прокатки без упрочнения и после отделочно-упрочняющей обработки роликом, выполненной под разным углом относительно направления прокатки.

Испытание материала на одноосное растяжение до отделочно-упрочняющей обработки

В качестве материала использовали стальной прокат тонколистовой сплава Ст3 по ГОСТ 16523-97 толщиной 3,0 мм. Для испытания на растяжение подготовлено девять плоских образцов, направление продольной оси которых ориентировано под углом 0^0, 45^0 и 90^0 относительно направления прокатки (по три образца в каждом направлении). Размеры образцов представлены в таблице 1, где a_0 – толщина рабочей част образца, b_0 – ширина рабочей части образца, l_0 –расчетная длина образца, l – рабочая длина образца, L – длина образца, B – ширина образца.

Таблица 1

Размеры образцов для испытания на одноосное растяжение

a_0, мм	b_0, мм	l_0, мм	l, мм	L, мм	B, мм
3	20	80	100	250	30

Механические свойства стали определены при растяжении на испытательной машине LFM-100 в соответствии с ГОСТ 1497-84, результаты испытания представлены в таблице 2.

Таблица 2

Результаты испытания образцов на растяжение

Ориентация образцов относительно направления прокатки	Средние значения полученных характеристик			
	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_в$, МПа	P_{max} Н	δ, %
Продольные	336,7	486,4	28578,0	28,2
Диагональные	337,7	483,1	28727,3	24,3
Поперечные	341,9	480,5	28587,7	28,9

В результате анализа полученных результатов после механического испытания образцов на растяжение выявлено, что механические свойства стали различны в плоскости прокатки, а именно: предел прочности ($\sigma_в$) увеличивается от поперечного направления продольному, предел текучести ($\sigma_{0,2}$), наоборот, от продольного к поперечному; наибольшее значение максимальной нагрузки (P_{max}), предшествующей разрушению образца, приложено к диагональным образцам, которым также соответствует наименьшее значение относительного удлинения (δ).

Фрактографический анализ разрушенных образцов

Фрактографический анализ изломов образцов после испытания на растяжение проводили с использованием стереомикроскопа Stemi 2000C по РД 50-672-88 и литературным источникам [11-12]. Фотографирование выполнено с помощью программы Nexsys Image Expert.

Разрушение всех образцов произошло с образованием шейки по смешанному типу (макроотрыв и макросрез) в двух плоскостях. Наибольший интерес представляет поверхность излома поперечного образца, представленная на рис.1, которая характеризуется наличием слоистости. Слои располагаются в виде параллельно ориентированных волокон различной длины, заканчивающихся поперечными уступами, что свидетельствует о неоднородности структуры материала.

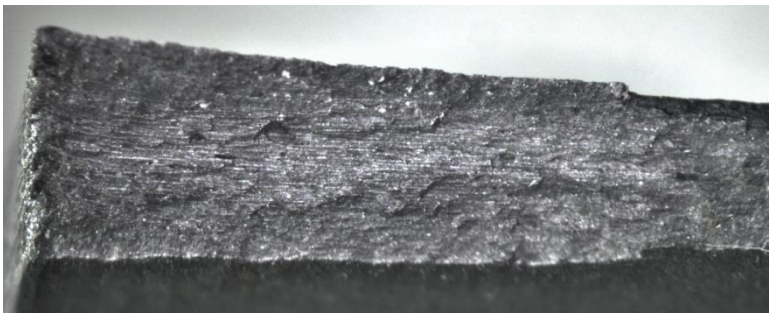


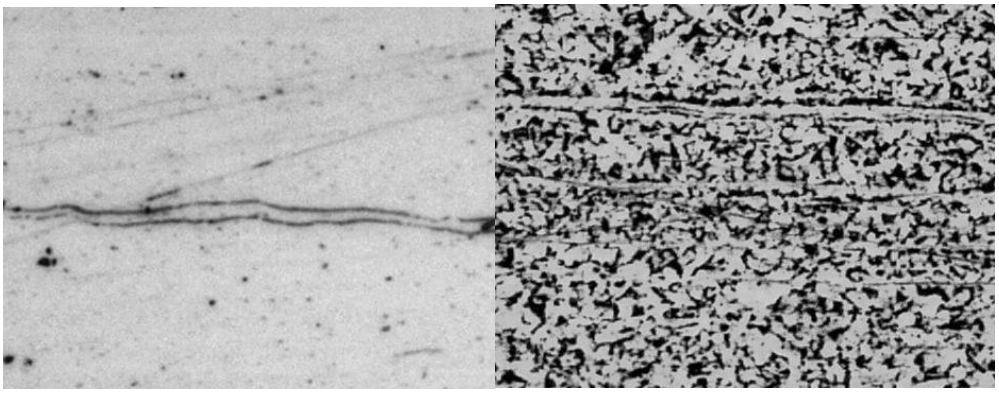
Рис.1 Часть поверхности излома поперечного образца при увеличении 10х

Металлографический анализ разрушенных образцов

Изготовление микрошлифов для металлографических исследований выполняли на шлифовально-полировальном станке модели TwinPrep 5. Металлографическое исследование осуществляли на инвертированном микроскопе Axio Vert.A1. В качестве химического

реактива использовали 4% спиртовой раствор азотной кислоты. Фотографирование выполнено с помощью программы Thixomet PRO.

В процессе исследования нетравленых микрошлифов в плоскости, параллельной поверхности изломов, у разрушенных поперечных образцов обнаружены неметаллические включения, ориентированные вдоль направления прокатки – вытянутые пластичные сульфиды (рис.2а), которые служат центрами кристаллизации феррита, в результате чего образуется полосчатая феррито-перлитная структура, обнаруженная после травления (рис.2б). Микроструктура характеризуется общей ориентировкой вдоль направления деформации со сплошными и разорванными полосами из равноосных зерен феррита, что соответствует 2 баллу шкалы 3 ГОСТ 5640-68 (ряд Б).



a *b*

Рис.2 . a – сульфиды (пластичные)×500x; b – микроструктура, соответствующая плоскости, параллельной поверхности излома (×100x)

Микромеханическое испытание разрушенных образцов

Измерение микротвердости выполняли на переполированных, с целью снятия химического травления, образцах после металлографического исследования на микротвердомере ПМТ-3М по ГОСТ 9450-76.

Выполнены замеры микротвердости в месте ферритных полос и феррито-перлитной структуры. Для максимального вписывания отпечатков в ферритные полосы, ширина которых составляет до 11,3 мкм, опытным путем подобрана нагрузка F= 10 гс, прикладываемая в течение 15 с.

В результате получены следующие числа микротвердости: в месте ферритных полос 161 HV, в месте ферритно-перлитной структуры 184 HV. Микротвердость в месте ферритных полос на 12,5% меньше микротвердости основной структуры.

Также определили числа микротвердости на нетравленых микрошлифах образцов при нагрузке F= 50 гс. В результате числа микротвердости для образцов распределились следующим образом: продольные образцы – 190 HV, поперечные –180 HV, диагональные – 220 HV. Анализ полученных результатов исследования микротвердости образцов объясняет полученные данные таблицы 2 в части значений относительного удлинения, а именно: наименьшая пластичность материала под углом 45^0 к направлению прокатки обусловлена наибольшим упрочнением в процессе растяжения в данном направлении.

Отделочно-упрочняющая обработка образцов роликом и их испытание на одноосное растяжение

Для проведения отделочно-упрочняющей обработки подготовлено три плоских образца, размеры которых аналогичны представленным в таблице 1. Образцы до упрочнения подвергли отжигу в защитной среде (аргон) для исключения влияния направления волокна на характеристики прочности и пластичности материала. Накатка стальным роликом поверхности образцов выполнена на горизонтально-фрезерном станке 6Н82. Схематическое изображение направления пластического следа от ролика относительно оси образцов

представлено в таблице 3. Натяг составляет 0,1 мм, расстояние между образованными канавками – 1 мм, упрочняли одну сторону образца.

Таблица 3

Технология упрочнения с помощью обкатки роликом

Шифр образца	Направление следа от ролика на поверхности образца относительно его оси	Схематическое изображение следа от ролика
1	под углом 0^0	
2	под углом 45^0	
3	под углом 90^0	

Результаты испытаний образцов на одноосное растяжение после отделочно-упрочняющей обработки поверхностным пластическим деформированием представлены в таблице 4.

Таблица 4

Результаты механических испытаний образцов на одноосное растяжение до отрыва

Шифр образца	Направление следа от ролика на поверхности образца относительно его оси	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_в$, МПа	P_{max} Н	δ, %
1	под углом 0^0	437,5	481,2	30255,6	4,4
2	под углом 45^0	405,8	491,6	29533,4	6,8
3	под углом 90^0	403,7	489,6	29302,5	11,8

В результате анализа полученных данных после механического испытания образцов на растяжение выявлено, что механические свойства стали различны, а именно: наибольший предел прочности ($\sigma_в$) наблюдается у образца, упрочненного под углом 45^0 относительно оси образца; предел текучести ($\sigma_{0,2}$) увеличивается от поперечно упрочненного образца к продольно упрочненному; наибольшее значение максимальной нагрузки (P_{max}), предшествующей разрушению образца, приложено к продольно упрочненному образцу, которому также соответствует наименьшее значение относительного удлинения (δ).

При сравнении механических свойств, представленных в таблице 2 и таблице 4 наблюдается практически «обратная» анизотропия, подобная как для ряда сталей после холодной прокатки.

Обобщив полученные результаты исследования можно сделать следующие **выводы:**

1. Материал до проведения отделочно-упрочняющей обработки поверхностным пластическим деформированием

а) предел прочности материала вдоль направления прокатки выше, чем в поперечном направлении и под углом 45^0 ввиду того, что обнаруженные неметаллические включения (пластичные сульфиды), ориентированные вдоль направления деформации, имеют наименьшее влияние на статическую прочность в данном направлении. Наибольшее значение предела текучести поперек направления прокатки относительно продольного направления и направления под углом 45^0 обусловлено влиянием направления волокна.

б) пластичность материала поперек прокатки выше, чем в продольном направлении, очевидно, по причине неравномерного упрочнения материала поперек прокатки в процессе пластической деформации при растягивающих нагрузках ввиду выраженной неоднородности

структуры, о чем свидетельствуют полученные значения микротвердости в месте ферритных полос и основной структуры материала (в месте полос микротвердость ниже). Наименьшая пластичность материала наблюдается под углом 45^0 к направлению прокатки, вероятно по причине значительного упрочнения материала (наивысшая микротвердость образца), обусловленного совпадением направления волокна с максимальными касательными напряжениями в процессе испытания на растяжение, следовательно, в данном случае основное влияние оказывает направление волокна.

2. У материала после отделочно-упрочняющей обработки поверхностным пластическим деформированием (обкатка роликом) с разным направлением пластического следа относительно оси образцов наблюдается «обратная» анизотропия механических свойств, что свидетельствует об однозначном влиянии направления пластического следа на характеристики прочности и пластичности материала. Для установления зависимости между направлением пластического следа и механическими свойствами материала необходимо выполнение дополнительного компьютерного моделирование материала, упрочняемого направленным поверхностным пластическим деформированием с последующим моделированием механических испытаний образцов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Рудской А.И., Лунев В.А. Теория и технология прокатного производства. – СПб: Наука, 2008. – 527 с.

2. Ginzburg VB, Ballas R. Flat rolling fundamentals. – CRC Press, 2000. – 838 с.

3. Roberts V.L. Hot rolling of steel. - CRC Press, 1983. – 1035 с.

4. Пузанов М.П. Исследование анизотропии механических свойств в холоднокатаном состоянии / М.П. Пузанов, С.И. Степанов // Сборник научных трудов XVIII Междуна-родной научно-технической уральской школы-семинара металловедов-молодых уче-ных. – Екатеринбург: УрФУ. – 2017. – С. 562-566.

5. Гуляев А. П. Металловедение. 5-е изд., перераб //М.: Металлургия. – 1977. – 646 с.

6. Микляев П. Т., Фридман Я. Б. Анизотропия механических свойств металлов. – М.: Металлургия, 1986. − 226 с.

7. Зайдес С.А., Фам Д.Ф., Нго К.К. Новые процессы поверхностного пластического деформирования. Иркутск Изд-во ИРНИТУ,2019. –352 с.

8. Зайдес С.А. Охватывающее деформационное упрочнение маложестких валов // Упрочняющие технологии и покрытия. 2008. № 2. – С. 3 – 6.

9. Зайдес С.А., Фам Дак Фыонг. Поверхностное пластическое деформирование поперечной обкаткой плоскими плитами // Упрочняющие технологии и покрытия. 2016. № 5. – С. 6 – 12.

10. Зайдес С.А., Нгуен Ван Хинь. Влияние параметров осциллирующего выглаживания на шероховатость упрочненных поверхностей. Вестник ИрГТУ. том 21 №4 2017. С.22-29.

11. Фридман Я.Б. Механические свойства металлов. – М.: Машиностроение, 1974. – 472 с.

12. Аникина В.И., Ковалева А.А. Фрактография в материаловедении // Учебное пособие. — Красноярск: СФУ, 2014. — 143 с.

EVALUATION OF NON-UNIFORMITY OF DISTRIBUTION OF MECHANICAL PROPERTIES IN SHEET ROLLED STOCK OF LOW-CARBON STEEL

Osipok T.V[1], Zaides S.A[2]

[1]osipok_tv@mail.ru, [2]zsa@istu.edu

Supervisor: S.A. Zaides, Doctor of Technical Sciences, Professor

([1,2]Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk;

[2]Branch of the «Scientific Production Corporation «Irkut»-«Irkutsk Aircraft Plant», Irkutsk)

In the article for evaluation of inhomogeneity of distribution of mechanical properties in sheet rolling the results are presented: tests for uniaxial stretching of flat samples cut in three directions relative to rolling (longitudinal, transverse and at angle 450); fractional analysis of samples destroyed after tests; metallographic analysis and micromechanical analysis (measurement of microhardness) of samples; testing for uniaxial stretching of flat samples after their finishing and strengthening treatment with a roller.

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМПОЗИТНОГО СОТОВОГО БЛОКА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЯ С ЗАМКНУТЫМ ПРОФИЛЕМ В ОДИН ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПЕРЕХОД

Пузырецкий Е.А.
ea.puzyretskiy@mail.ru
Научный руководитель: Л.П. Шабалин, к.т.н., с.н.с.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В данной работе проводится исследование возможности использования композитного сотового блока для изготовления изделия с замкнутым профилем в один технологический переход. В рамках работы были проведены расчёты НДС различных конфигураций сотового блока аналитическими и конечно-элементными методами.

Актуальность. В настоящее время трудно представить себе жизнь без авиации, так как это самый безопасный и быстрый способ транспортировки. В аэрокосмической отрасли всегда стремятся к оптимизации конструкции и технологии изготовления с целью уменьшения расхода топлива и стоимости производства.

В аэрокосмической области широкое применение находят сотовые конструкции, ведь благодаря их высокой удельной жёсткости в направлении армирования можно создавать высокоэффективные трёхслойные конструкции [1,2]. Тем не менее у подобных конструкций есть существенный недостаток в виде низкой прочности и жёсткости в поперечном направлении [3,4]. Это создаёт ряд трудностей как при производстве, так и при дальнейшей эксплуатации. Так, например, при производстве некоторых элементов летательного аппарата возникают сложности их изготовления за один технологический проход в связи с тем, что сотовый заполнитель не способен выдержать поперечной нагрузки при взаимодействии с технологическими инструментами.

Введение. Технологический процесс изготовления трёхслойной конструкции с продольным подкреплением, как правило, состоит из следующих этапов [5,6]:

1. Изготовление сотового заполнителя;
2. Изготовление элементов продольного подкрепления;
3. Изготовление внешних обшивок конструкции;
4. Проведение операций по сборке частей в целое.

Схематичное изображение элемента, изготовленного по данной технологии показано на рисунке 1, а. Данный метод, ввиду большого количества промежуточных операций занимает много времени и требует больших энергозатрат. В связи с этим, наиболее оптимальным было бы изготовление по следующей схеме:

1. Изготовление сотового заполнителя;
2. Изготовление за раз всей конструкции.

Второй этап реализуется по автоклавной технологии с использованием внутреннего и внешнего технологических мешков (Рисунок 1, б). Внешний и внутренний технологические мешки в данном случае оказывают давление равное по величине 8 атмосферам. Внешний оказывает давление на преформу снаружи, внутренний оказывает давление изнутри. Так как обшивки и элемент продольного подкрепления находятся в неполимеризованном состоянии, то они не обладают никакой жёсткостью и не воспринимают нагрузку. Следовательно вся нагрузка приходится на сотовый заполнитель. Нагрузку от внешнего мешка сотовый блок выдержать способен, но нагрузка от внутреннего мешка, действующая в поперечном направлении, будет сминать заполнитель.

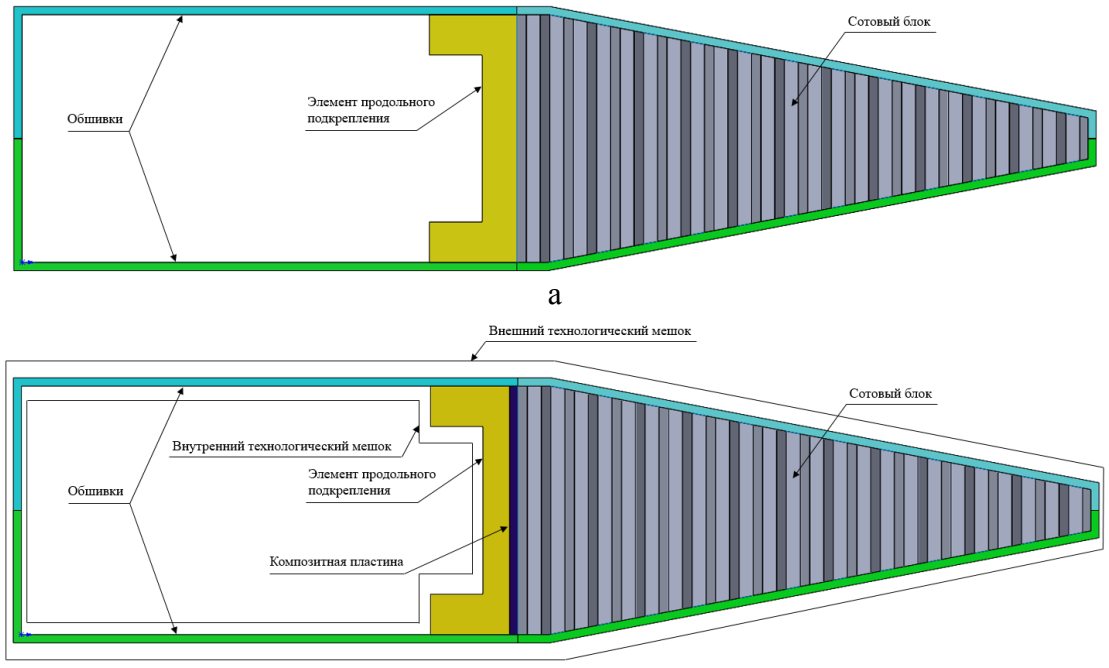


Рисунок 1 – Элемент летательного аппарата с сотовым заполнителем. а – изготовленный первым способом, б – изготовленный вторым способом

Цель настоящего исследования – подбор оптимальной структуры и схемы армирования сотового заполнителя для минимизации его деформирования в процессе формования.

В рамках данной задачи предлагается использование заранее отформованной заодно с сотовым заполнителем композитной пластины, которая будет играть роль элемента, равномерно распределяющего давление по сотовому заполнителю. Эта пластина минимизирует искажения геометрии элемента продольного подкрепления и снизит вероятность потери устойчивости сотового заполнителя.

Материалы. Для проведения расчётов были выбраны следующие материалы:

– Пенопласт: «Акримид», плотность – 75 кг/м^3, модуль упругости – 160 МПа, объёмная плотность готового сотового блока из углеткани – 40 кг/м^3

– Углеродная ткань для сот и стенки: Aspro A-60, поверхностная плотность ламината при наполнении 50% - 104 г/м^2, толщина монослоя – 0,065 мм, модуль упругости – 120 ГПа.

Стоит отметить, что выбор материалов носит предварительный характер.

Расчётная модель. Для данной задачи рассматривались 3 различных по армированию варианта реализации сотового блока:

1. Сотовый блок с двумя рядами акримида;
2. Сотовый блок без акримида;
3. Сотовый блок с продольным набором рёбер.

Также были рассмотрены 2 варианта отличающихся граничными условиями:

1. Сотовый блок с механическим стеснением от действия мешка и обшивок (выделено красным на рисунке 3);
2. Сотовый блок без стеснения.

Сотовый блок по варианту армирования №1. Геометрия модели представлена на рисунке 2. На рисунке 3 представлены граничные условия расчётной модели.

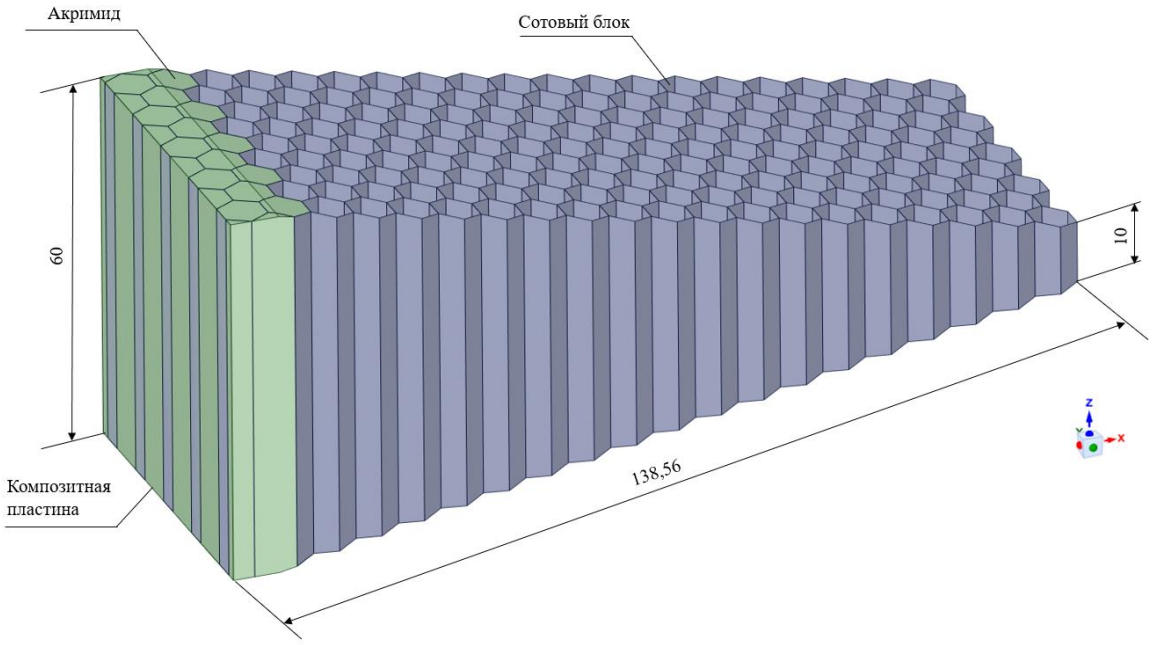
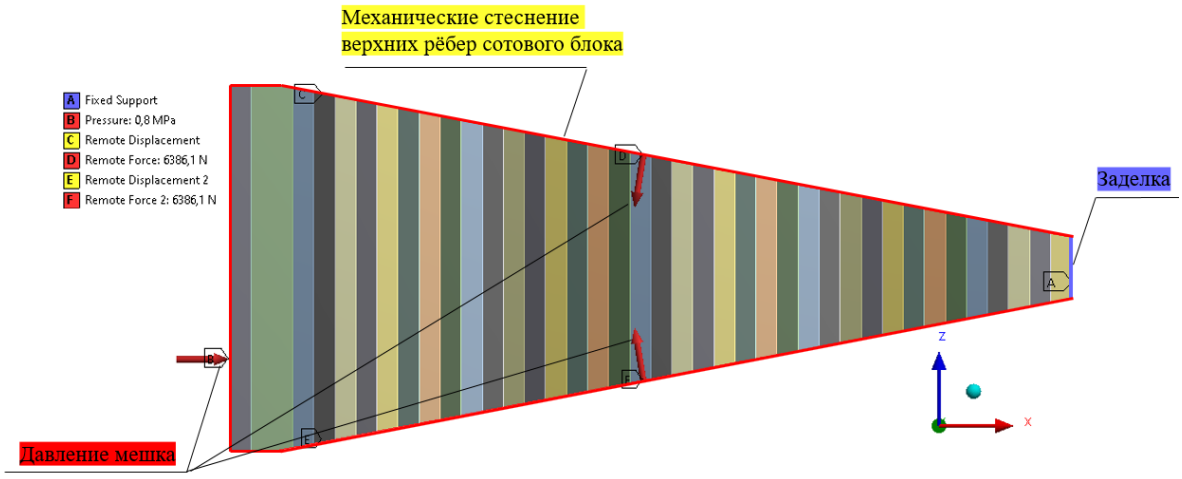
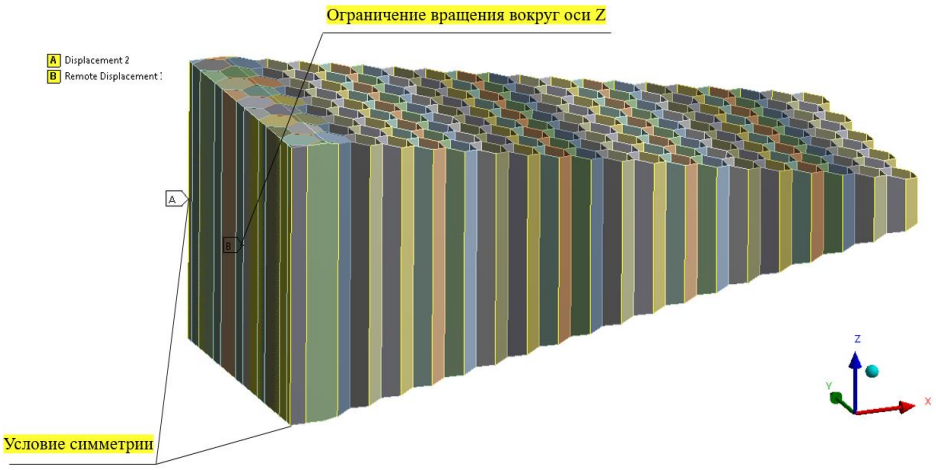


Рисунок 2 - 3D модель сотового блока



а

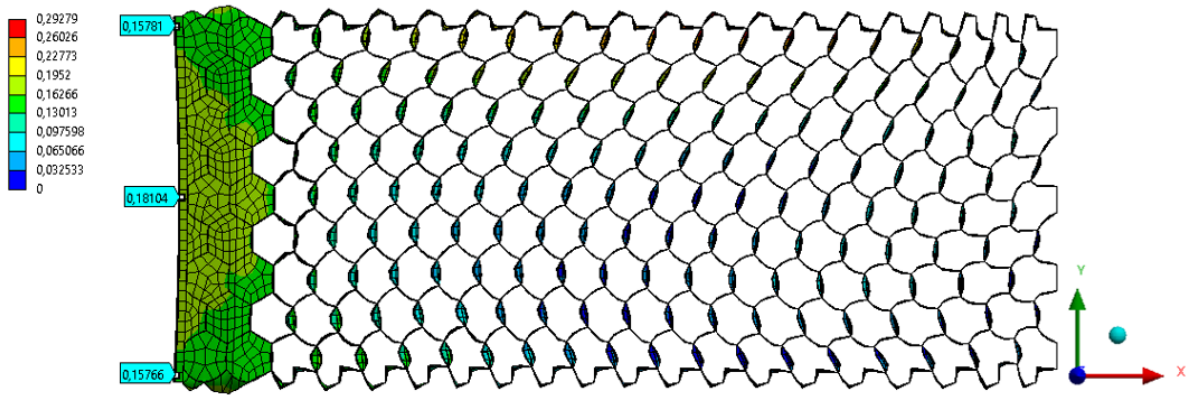


б

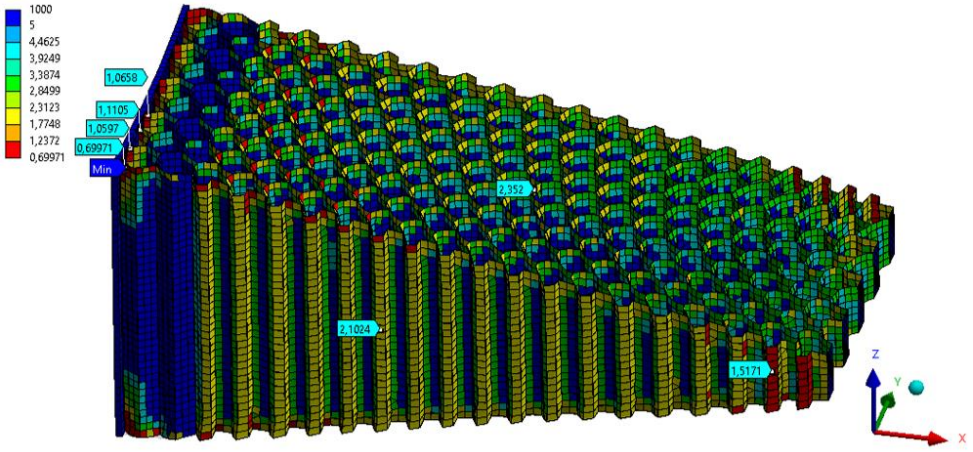
Рисунок 3 – Граничные условия. а – механическое стеснение верхних рёбер сотового блока по оси Z обшивкой и вакуумным мешком; б – условие симметрии боковых рёбер сотового блока и ограничение вращения композитной пластины

Толщина композитной пластины – 1,04 мм.

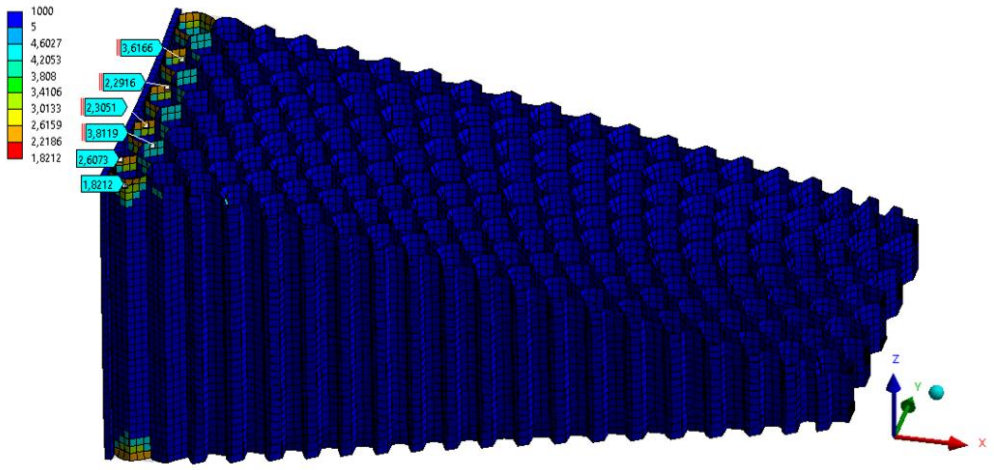
Результаты анализа по варианту армирования №1 приведены на рисунке 4.



а



б



в

Рисунок 4 - Результаты анализа. а – перемещение сотового блока и пластины (коэффициент масштабирования 28); б – запас прочности с учётом напряжения сдвига; в – запас прочности по волокну

Прогиб композитной пластины составил 0,023 мм, данная величина зависит от количества используемых рядов акримида. Максимальное перемещение композитной пластины составило 0,181 мм.

Сотовый блок по варианту армирования №2. Прогиб композитной пластины без акримида составляет 0,136 мм (Рисунок 5).

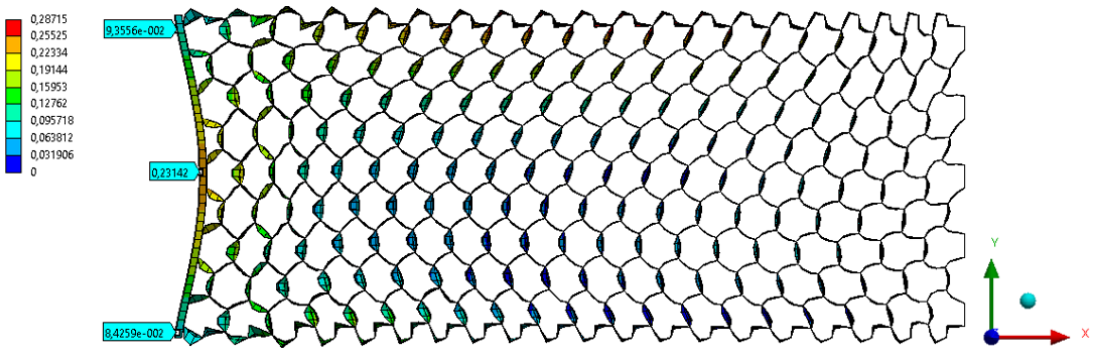


Рисунок 5 - Прогиб композитной пластины без акримида

Сотовый блок по варианту армирования №3. Также, предлагается архитектура сотового блока с продольным подкреплением пластинами (рисунок 6). Подобная схема обеспечит минимальные перемещения сотового блока. Плотность блока данной архитектуры при наполнении композиционного материала 50% составит 64 кг/м^3.

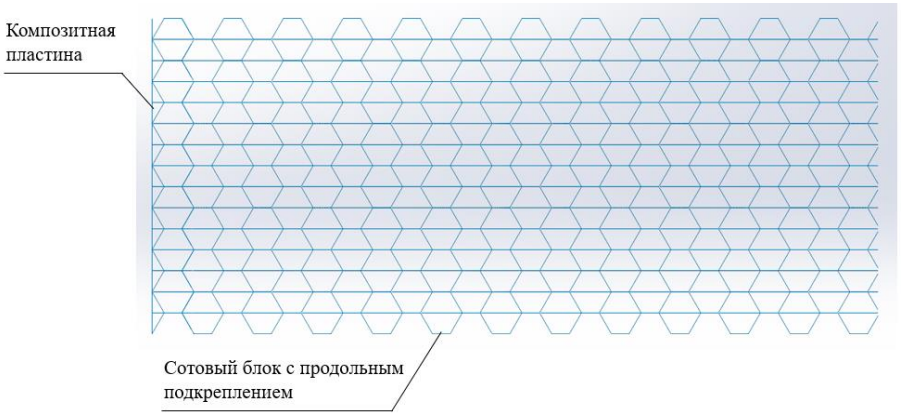


Рисунок 6 – Архитектура сотового блока с продольным подкреплением

Если предположить, что на сжатие работает только продольный набор рёбер, то при давлении 8 атм в пластинах будет действовать максимальное напряжение около заделки: $\sigma = \frac{F}{S*N}$:

где F – сила, действующая на композитную пластину; S – площадь поперечного сечения пластины в области заделки; N – количество продольных пластин, воспринимающих сжимающую нагрузку.

Напряжение σ в таком случае имеет величину 316 МПа. Данная величина меньше предела прочности на сжатие для данного материала ($\sigma_в^-$= 500МПа).

Стоит отметить, что необходимо проведение расчёта потери устойчивости пластин. Плотность блока данной архитектуры может быть уменьшена до 52 кг/м^3 при уменьшении продольных рёбер вдвое. В таком случае необходимо проведение анализа прочности и потери устойчивости пластин с учётом сотовой конструкции.

Влияние механического стеснения (клиновидности) на НДС сотового блока. Стоит отметить, что механическое стеснение сотового блока вносит значительные корректировки в НДС сотового блока, результаты анализа без стеснения для сотового блока варианта конструкции №2 представлены на рисунке 7.

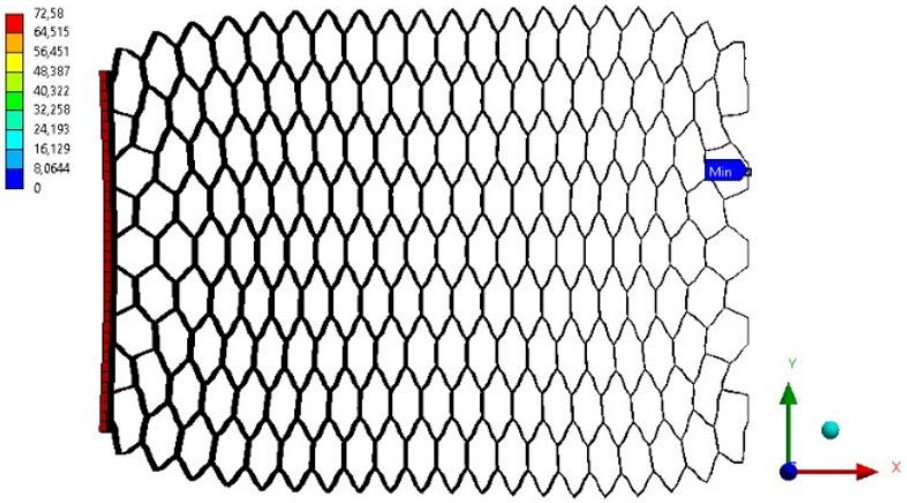


Рисунок 7 – Перемещения в модели без механического стеснения

Вывод. По результатам проведённых исследований, можно заключить, что при ограничении плотности сотового блока – не более 48 кг/м^3 допустимо использование варианта №1 сотового блока. Его плотность, с учётом акримида в двух первых рядах

составляет 46,1 кг/м^3. Максимальное перемещение при этом составляет 0,181 мм, а прогиб средней части пластины 0,023 мм. Коэффициент запаса прочности по волокну при этом не ниже 1,82, а с учётом сдвиговых напряжений он составляет 0,7.

При этом, если допустимо увеличение плотности сотового блока до 52 кг/м^3, то наиболее оптимальным будет вариант №3, так как он обеспечит минимальные перемещения сотового блока в продольном направлении.

В дальнейшем требуется детальный анализ НДС прочности и устойчивости оптимальных вариантов конструкции сотового блока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. В.И. Сливинский, Г.В. Ткаченко, М.В. Сливинский. Эффективность применения сотовых конструкций в летательных аппаратах. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва. 2005. Выпуск № 3. С. 169-173.

2. Петраковский С.В. Возможности повышения энергомассовых характеристик ракеты – носителя «Протон – М» путём внедрения конструкций из полимерных композиционных материалов / С. В. Петраковский, Ю. О. Бахвалов, Н. В. Мухин и др. // Тез. докл XII науч. – техн. конф. Обнинск, 2001. С. 107-110.

3. Ю.И. Димитриенко, Н.Н. Федонюк, Е.А. Губарева, С.В. Сборщиков, А.А. Прозоровский, В.С. Ерасов, Н.О. Яковлев. Моделирование и разработка трёхслойных композиционных материалов с сотовым заполнителем. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Естественные науки”. 2014. № 5. С. 66-81.

4. А.М. Першин. Расчётное исследование статической устойчивости сотовых заполнителей из композиционных материалов. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 5, часть 1. С. 118-123.

5. И.Н. Абдуллин. Проектирование рациональных трёхслойных конструкций со стержневым заполнителем: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Казань. 2017.

6. В.И. Сливинский. Конструктивно – технологические решения по созданию рациональных сотовых конструкций различного назначения / В.И. Сливинский // Машиностроение Украины: Новый технологии / ДГУ. Днепропетровск, 1999. С. 51-88.

RESEARCH OF THE POSSIBILITY OF USING A COMPOSITE CELLULAR BLOCK FOR MANUFACTURING A PRODUCT WITH A CLOSED PROFILE IN ONE TECHNOLOGICAL TRANSITION

Puzyretskiy E.

ea.puzyretskiy@mail.ru

Supervisor: Leonid Shabalin, Candidate of Engineering Sciences, Senior Research Officer

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Annotation. In this work, we study the possibility of using a composite honeycomb block for manufacturing a product with a closed profile in one technological transition. Within the framework of the work, the calculations of the SSS of various configurations of the honeycomb unit were carried out using analytical and finite element methods.

УДК 62-1

КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ С ДЕМПФИРУЮЩИМИ СВОЙСТВАМИ

Пузырецкий Е.А.
ea.puzyretskiy@mail.ru
Научный руководитель: О.Л. Хамидуллин, к.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация. В данной работе проводится исследование демпфирующих свойств композиционных материалов. Исследование включает в себя изучение имеющихся работ по данной теме и обобщение информации.

Актуальность

Тема демпфирования всегда была актуальна, так как все тела, так или иначе испытывают колебания. Если ударить по предмету из металла, то он будет издавать затухающий со временем звон. Если бы в мире отсутствовало демпфирование, то он продолжался бы вечно. В реальности же, благодаря некоторым физическим процессам кинетическая энергия упругой деформации тела переходит в другие формы энергии, например, в тепловую, за счёт чего и происходит “гашение” колебаний.

В современном мире при создании высокотехнологичных систем невозможно обойтись без применения современных демпфирующих материалов. Так как с их помощью можно эффективно бороться с колебаниями. Так, например, в аэрокосмической области невозможно обойтись без демпферов аэроупругих колебаний, предназначенных для гашения короткопериодических колебаний элементов самолёта в полёте. Лопатки газотурбинных двигателей, также подвергаются усталостному разрушению, вызванному повышенным уровнем переменных напряжений при колебаниях с резонансной или около резонансной частотой.

Исследуемая тема имеет существенное значение для аэрокосмической и машиностроительной промышленностей, так как узлы и детали летательных аппаратов и наземной техники, работающие в колебательном режиме, в большей мере подвергаются разрушению.

Введение

Демпфирующие свойства композита можно оценить с помощью следующих характеристик: относительный коэффициент демпфирования ζ, тангенс угла потерь $tg\ \delta$ и логарифмический декремент колебаний η. Данные параметры связаны между собой следующими соотношениями:

$$\zeta = tg\delta = \frac{\eta}{\pi} \quad (1)$$

Коэффициент потерь – коэффициент, характеризующий скорость затухания колебаний, он обратно пропорционален времени, в течение которого амплитуда уменьшается в e (экспоненту) раз.

Тангенс угла потерь – тангенс угла в треугольнике, изображённом на рисунке 2.

При математическом описании процессов демпфирования предполагается существование фазового сдвига между приложенной силой и итоговым смещением, или, другими словами, между напряжением и деформацией. Такое явление рассматривается в случае установившихся гармонических колебаний. Если построить график зависимости напряжения от деформации для полного периода, то график будет представлять собой не прямую проходящую через начало системы координат, а эллипс - петлю гистерезиса (Рисунок 1).

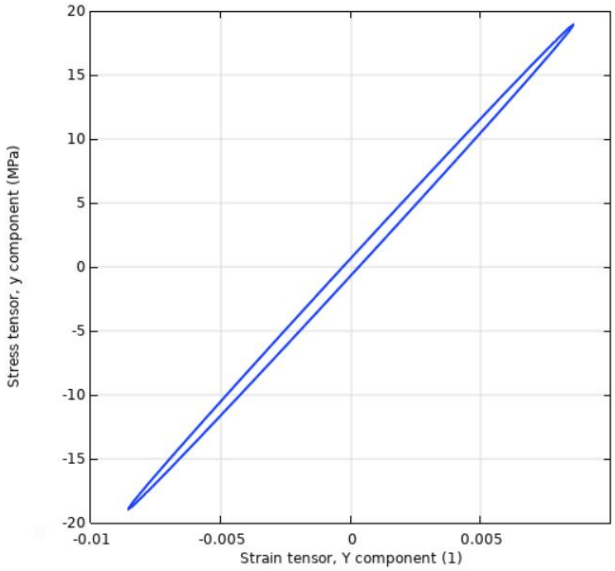


Рисунок 12 - Кривая нагружения

В таком случае уместно говорить о вязкоупругих свойствах материала. То есть свойства материала представляют собой комплекс из двух значений, одно из которых отвечает за накопление энергии – модуль накопления E', а второе за рассеивание энергии – модуль потерь E''. Данные величины связаны между собой следующим соотношением:

$$\zeta = tg\delta = \frac{E''}{E'} \quad (2)$$

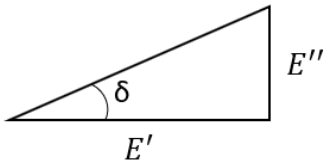


Рисунок 13 - Схематичное изображение связи между модулем накопления и модулем потерь

Так как модуль потерь характеризует способность материала рассеивать энергию, то целесообразно и удобно использовать эту величину в качестве характеристики демпфирующих свойств материала.

Самый большой класс демпфирующих материалов – это вибропоглощающие покрытия. В качестве таких покрытий зачастую используют вибропоглощающие мастики [1,2] и листовые материалы [3,4]. Мастика наносится путём инжекции в зазор между матрицей и пуансоном под избыточным давлением. Такой способ нанесения используется в случае, если нужно получить очень тонкий слой демпфирующего материала. Реализация демпфирования листовыми покрытиями выглядит гораздо проще, так как слои наносятся через клеевой слой [5].

К демпфирующим материалам предъявляются следующие требования:

1. Эффективность при частотах выше 800Гц;
2. Низкая поверхностная плотность;
3. Высокий коэффициент затухания;
4. Стабильность демпфирующих свойств в высоком диапазоне температур.

Механизм диссипации энергии для всех полимеров одинаков. Он хорошо описан в работах [6]. Согласно теории, рассеивание энергии происходит за счёт изменения молекулярной структуры материала. При этом энергия деформации преобразуется в тепловую, что объясняется вязким трением. В основе этого явления лежит процесс перехода

системы к состоянию термодинамического равновесия после снятия внешней нагрузки, а время, необходимое для установления напряжения, называется временем релаксации.

Как уже говорилось, наиболее значимыми факторами являются температура, частота и строение свойства полимера. Так, на рисунке 3 изображена зависимость коэффициента потерь и модуля накопления от температуры для аморфного полимера. Принято выделять 4 области, соответствующие четырём состояниям полимера и полимерной основы (рисунок 3):

1. Характеризуется высоким значением модуля накопления и наименьшим значением модуля потерь. Это можно объяснить малой подвижностью молекул в стекловидном состоянии. Такое состояние характеризуется колебательным характером движения атомов около положения равновесия.

2. Резкое уменьшение модуля упругости при повышении температуры и увеличение модуля потерь. Связано это с необходимостью поглощения материалом энергии для размораживания сегментов. В таком состоянии полимер более интенсивно поглощает энергию и переходит в другой уровень [5].

3. Небольшие значения коэффициента потерь и стабильные значения модуля упругости, оно характерно для резин при нормальных условиях.

4. Пластическое состояние полимера. Не рекомендуется рассматривать варианты проектирование материала в данной области температур, так как структура полимера нестабильна и модуль упругости очень мал.

Из графика на рисунке 4 очевидно, что для увеличения области эффективности демпфирующих свойств необходимо увеличивать область, в которой полимер находится в переходном состоянии. Данная задача решается путём подбора материала и наполнителя либо путём использования комбинированного слоистого материала из различных слоёв.

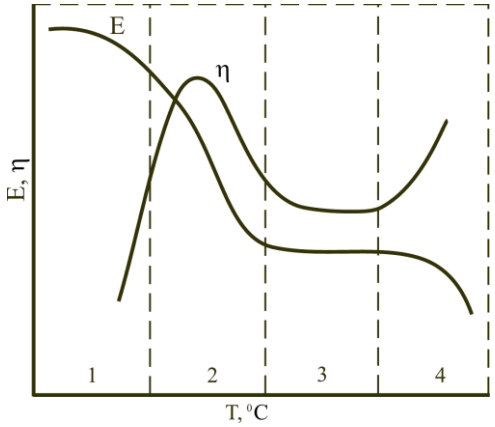


Рисунок 3 - Зависимость модуля упругости E и коэффициента потерь
от температуры T при постоянной частоте колебаний.
1 – стекловидные материалы, 2 – переходная область,
3 – резиноподобные материалы, 4 – пластическое состояние.

Выше уже говорилось о том, что диссипативные характеристики материала наиболее значительны в переходном состоянии, когда температура равна температуре стеклования. В связи с большим количеством факторов, влияющих на температуру стеклования полимера, существует несколько способов создания материалов, которые характеризуются высокими релаксационными способностями. Так, можно выделить следующие методы:

–Создание градиентного материала

Один из основных способов модификации. Его суть в том, чтобы создать в материале градиент релаксационных свойств по толщине материала. Это способствует тому, что каждый фрагмент материала по толщине будет вступать в работу при различных температурах, что будет способствовать расширению диапазона рабочих температур. Тем не

менее, с увеличением диапазона температуры диссипативные характеристики будут уменьшаться [7].

−Создание взаимопроникающих сеток (ВПС и полу-ВПС) [8]

−Введение наполнителей

Данный подход продемонстрирован в работе [9]. Согласно результатам испытаний можно сделать вывод, что для многих систем связующее-наполнитель последний смещает модуль потерь в сторону более высоких температур, тем более, если находится в высокоэластичном состоянии. Это вызвано тем, что с введением наполнителя в полимере появляются дополнительные релаксационные переходы, связанные с подвижностью частиц наполнителя в среде полимера. Величина смещения пропорциональна площади поверхности наполнителя и возрастает с повышением содержания наполнителя или уменьшением размеров его частиц, так как эффект обусловлен адсорбционным взаимодействием полимер-наполнитель. Адсорбция полимера на поверхности наполнителя ограничивает подвижность макромолекул, изменяет плотность упаковки полимерных цепей, их конформацию и ориентацию вблизи твердой поверхности [10]. Этот адсорбированный слой полимера на твердой поверхности обычно называют граничным, или межфазным, слоем, и его влияние столь значительно, что материал рассматривают как трехкомпонентную систему: полимерная матрица, наполнитель, граничный, или межфазный, слой [11]

Форма наполнителя, также, оказывает влияние на диссипативные характеристики композита. Самым эффективным является наполнитель чешуйчатой или пластинчатой формы, например, слюда или графит.

Согласно [12] коэффициент потерь материала ВТП-1В с введённым в него графитом составляет 0,09 при 20°С и частоте 100 Гц, с сажей: 0,07.

Заключение

Из приведённой выше информации следует, что на сегодняшний день существует большое множество демпфирующих материалов. Тем не менее, все они имеют ярко выраженную зависимость диссипативных характеристик в зависимости от температуры. Таким образом, наиболее острой проблемой является разработка материалов с высокими диссипативными свойствами в широком температурном диапазоне с низким удельным весом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2043377 Российская Федерация, МПК6 C09D131/04, C09D131/04, C09D113:00, C09D161:24. Вибропоглощающая мастика / Бочарова Е. Г., Михеев А. О., Дувакина Н. И., и др.; заявитель и патентообладатель Институт проблем машиноведения РАН – № 5048321/05; заявлено 03.06.92; опубликовано 10.09.95.

2. Пат. 2285023 Российская Федерация, МПК C08L75/08 B32B27/40. Полимерная вибропоглощающая композиция и слоистый вибропоглощающий материал на ее основе / Сытый Ю. В., Кислякова В. И., Ананьев В. К., и др.; заявитель и патентообладатель ФГУП «ВИАМ» – № 2005103140/04; заявлено 09.02.05; опубликовано 10.10.06, Бюл. № 8. – 8 с

3. Patent – 3994845 US, C08K 3/00 Vibration damping sheet/ J. Blachford; H. L. Blachford Limited (Montreal, CA) – N 05/500515; Filing Date 08/26/1974; Publication Date 11/30/1976.

4. Patent – 5260367 US, C08K 3/22 Vehicle damping sheet/ T. Tetsuro, K. Atsunori; Toda Kogyo Corp. (Hiroshima, JP) – N 07/744575; Filing Date 08/13/1991; Publication Date 11/09/1993.

5. Авдонин В.В. Вибропоглощающие композиционные покрытия: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук; Саранск. 2015.

6. А. Нашиф, Д. Джоунс, Дж. Хендерсон. Демпфирование колебаний. изд. Мир. 1988. 488 с.

7. Patent US №8051947. Energy absorbing thermoplastic elastomer; опубл. 2011.

8. Li Hui, Zhang Yong-Bing, Ma Yu-Pu. Recent Advance in Vibration Damping Property of Polyurethane Interpenetrating Polymer Networks // Development and Application of Materials. 2008. P. 189-196.

9. Patent US №2013/0012641 A1. Molding material having vibration damping property and molded article: опубликовано 2013.

10. Нильсен, Л. Механические свойства полимеров и полимерных композиций / Москва: Химия, 1978. - 310 с.

11. Липатов, Ю.С. Физическая химия наполненных полимеров // М.: Химия. 1977. 304 с.

12. Сытый Ю.В., Сагомонова В.А., Кислякова В.И., Большаков В.А. Новые вибропоглощающие материалы //Авиационные материалы и технологии. 2012. №2. С. 51–54.

STUDY OF THE INFLUENCE OF FILLING DIFFERENT REINFORCING MATERIALS IN A POLYMER ON ITS DISSIPATIVE PROPERTIES

Puzyretskiy E.

ea.puzyretskiy@mail.ru

Supervisor: Oskar Khamidullin, Candidate of Engineering Sciences

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. In this work, we study the damping properties of composite materials. Research includes the study of available work on the topic and the synthesis of information.

УДК 673

ИЗУЧЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЛАГИ НА КОЭФФИЦИЕНТ ЛИНЕЙНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО РАСШИРЕНИЯ ЭПОКСИДНЫХ ПОЛИМЕРОВ С РАЗЛИЧНОЙ ФУНКЦИОНАЛЬНОСТЬЮ

Резвых А.В., Мадиярова Г.М.

rezvykh_av@mail.ru

Научный руководитель: О.Л. Хамидуллин, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В ходе работы было изучено влияние влаги на термическое расширение эпоксидных полимеров. Проведено сравнение значений коэффициента термического расширения водонасыщенных и сухих образцов и проанализированы результаты полученных данных.

В виду роста интереса к аэрокосмической технике, массовое распространение получили композиционные материалы, выдерживающие большие перепады температур [1]. В процессе эксплуатации на изделие существенное влияние оказывают факторы окружающей среды. Как в среде, в которой изготавливают композиционные материалы, так и в среде эксплуатации неизбежно присутствие влаги. Влага является одним из основных факторов, способствующих увеличению размеров деталей [2,3]. Изменение размеров образцов характеризуется коэффициентом линейного термического расширения. Коэффициент теплового расширения является важным механическим свойством и оказывает существенное влияние на поведение и эксплуатационные характеристики композитных конструкций. Большое значение коэффициента термического расширения негативно влияет на состояние материала, снижая его возможности к реализации. Поэтому разумным является использование композиционных материалов с малым тепловым расширением [4]. Сорбированная влага оказывает негативное воздействие на прочность полимерных композиционных материалов, постепенно разрушая связующее [5-8].

Целью работы явилось установление влияния влаги на коэффициент линейного термического расширения для ряда эпоксидных смол с различной функциональностью.

В работе исследовались образцы на основе ряда эпоксидных смол (D.E.R.354, D.E.N.425, D.E.N.431, D.E.N.438). Отверждение проводилось с использованием аминного отвердителя ХТ-187Б. Для всех образцов применялся трехступенчатый режим отверждения с максимальной температурой 180 °С.

Водопоглощение отвержденных эпоксидных полимеров определялось по ГОСТ 4650-2014 (ISO 62:2008). Предварительно образцы высушивались в сушильном шкафу при температуре 60°С, после чего помещались в дистиллированную воду на 1500 часов при комнатной температуре.

Коэффициент линейного термического расширения водонасыщенных и высушенных образцов измерялся на термомеханическом анализаторе TMA 402 F1 Hyperion (Netzsch) на цилиндрических образцах при скорости нагрева 1К/мин.

Влияние влаги на расширение образцов определено при сравнении КЛТР водонасыщенных и высушенных образцов, которое представлено на рисунке 1.

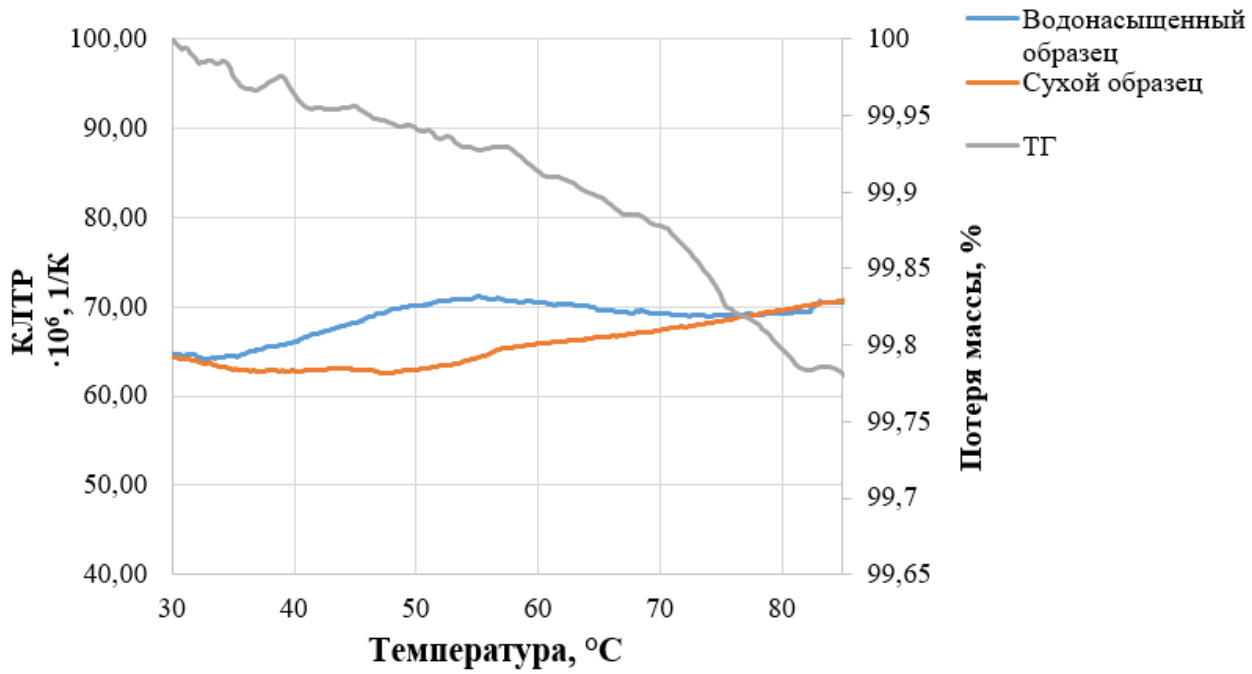


Рисунок 1 – КЛТР водонасыщенных и сухих образцов
на примере системы D.E.N. 425+ХТ-187Б

Из рисунка 1 видно, что КЛТР водонасыщенных образцов имеет некоторый максимум при температурах около 55°С, в то время как КЛТР сухих образцов линеен в рассматриваемом диапазоне. Данная зависимость хорошо воспроизводится, что видно на примере анализа системы D.E.N. 425+ХТ-187Б. Озвученный максимум характерен для всех рассматриваемых объектов. Величина КЛТР при температурах максимума для сухих и водонасыщенных образцов представлены в таблице 1.

Таблица 1

КЛТР образцов при температуре максимума

Смолы	$\alpha_{сухих} \cdot 10^6$, мкм/м·К	$\alpha_{влажных} \cdot 10^6$, мкм/м·К	$\alpha_{сухих}/\alpha_{влажных}$
D.E.R.354	66,147	71,494	0,920
D.E.N.425	64,347	71,17	0,904
D.E.N.431	64,425	71,91	0,896
D.E.N.438	63,624	73,717	0,863

Различия в КЛТР, представленного в таблице 1, связано с термическим расширением воды, которое увеличивается при увеличении температуры. С данным фактом связано большее расширение водонасыщенных полимеров. При температурах около 55°С влияние коэффициента влажностного расширения становится существенным, т.к. наблюдается начало потери массы образца. Дальнейшее снижение КЛТР свидетельствует об испарении влаги. Следует отметить, что отношение $\alpha_{сухих}/\alpha_{влажных}$ у полимера снижается в ряду от смолы D.E.R.354 к D.E.N.438.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. А.А. Аскадский, В.И. Кондрашенко. Компьютерное материаловедение полимеров. Научный мир, Москва, 1999. 544 с.

2. S. Ghosh, C. Woodward, and C. Przybyla, Integrated Computational Materials Engineering (ICME): Advancing Computational and Experimental Methods. Springer Nature, 2020.

3. В.Н. Кириллов, Ю.М. Вапиров, Е.А. Дрозд. Исследование атмосферной стойкости полимерных композиционных материалов в условиях атмосферы теплого влажного и умеренно теплого климата.

4. В.Н. Кириллов, В.А. Ефимов, А.К. Шведкова, Е.В. Николаев. Исследование влияния климатических факторов и механического нагруженя на структуру и механические свойства ПКМ // Авиационные материалы и технологии. 2011. №4. С. 41-45.

5. Escher, U. Thermal expansion of epoxy resins with different cross-link densities at low temperatures / U. Escher // Cryogenics 35 (1995) 115-778

6. Каблов Е. Н., Старцев В. О., Иноземцев А. А. Влагонасыщение конструктивно-подобных элементов из полимерных композиционных материалов в открытых климатических условиях с наложением термоциклов //Авиационные материалы и технологии. – 2017. – №. 2 (47).

7. Колесник К. А. Моделирование влагонасыщения полимерных композитов в реальных климатических условиях //Авиационные материалы и технологии. – 2017. – №. 4 (49).

8. Старцева Л.Т. Исследование влияния влаги на молекулярную подвижность, структуру и вязкоупругие свойства некоторых двухкомпонентных полимерных систем: автореф. дис. канд. физ. мат. наук. Ташкент. 1983. 28 с.

STUDY OF THE INFLUENCE OF MOISTURE ON THE COEFFICIENT OF LINEAR THERMAL EXPANSION OF EPOXY POLYMERS WITH DIFFERENT FUNCTIONALITY

Rezvykh A., Madiyarova G.

rezvykh_av@mail.ru

Supervisor: Oskar Khamidullin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In the course of the work, the effect of moisture on the thermal expansion of epoxy polymers was studied. The values of the coefficient of thermal expansion of water-saturated and dry samples are compared and the results of the obtained data are analyzed.

УДК 66

ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В СУДОСТРОЕНИИ

Руденко Э.В.
evrudenko21@mail.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В этой статье рассматриваются композиционные материалы, которые активно применяются в судостроении.

В настоящее время композиционные материалы (КМ) активно внедряются в различные области производства: авиастроение, машиностроение. Исключением не стало и судостроение, в котором с каждым годом увеличиваются объемы применения композиционных материалов, идет интенсивный процесс разработки новых КМ и технологий изготовлении.

Композитный материал – искусственно созданный неоднородный сплошной материал, состоящий из двух или более компонентов с четкой границей раздела между ними. В большинстве композитов (за исключением слоистых) компоненты можно разделить на матрицу и включенные в нее армирующие элементы [1].

В настоящее время известно огромное количество композитов, и их главное преимущество заключается в том, что материал и конструкция создается одновременно. Также в его плюсы входят высокая удельная прочность, высокая жесткость, высокая износостойкость и высокая усталостная прочность. Стоит отметить, что разные классы композитов могут обладать одним или несколькими преимуществами. Некоторые качества композитных материалов невозможно добиться одновременно. Современные композитные конструкции морского судостроения, как правило, в два раза легче стальных, что позволяет, соответственно, сократить примерно на 50 % расход топлива или увеличить грузоподъемность (водоизмещение) судна. По оценкам специалистов стоимость 25-летнего жизненного цикла судна из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на €47,8 млн ниже, чем судна из алюминия, и на €149 млн ниже, чем судна из стали. Сравнение механических характеристик отдельных КМ и металлов отражено в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение механических характеристик композитных материалов и металлов

Свойства	Металлы			Волокнистые ПКМ		
	Al сплав	Ti сплав	Сталь	Стекло-пластики	Угле-пластики	Органо-пластики
Удельный вес, ρ, г/см3	2,8	4,5	7,8	1,6–2,2	1,3–1,9	1,2–1,35
Предел прочности при раст. σ′, МПа	450	1100	800-1200	340-1700	780-1700	780-1500
Модуль упругости при раст. E^{+}, ГПа	70	115	200	50–60	120–220	60–80
Относительное удлинение, ε, %	11–15	12	10	0,5–2,8	0,4–1	2–7

Полимерные композиты - самый большой класс композитов. Матрицей полимерных композитов являются термопласты, сохраняющие свои свойства при многократном нагревании и охлаждении, и термореактивные смолы, принимающие при нагреве определенную структуру необратимым образом. Если рассматривать технологию изготовления обшивки корпуса и корпусных конструкций в последнее время используются технологии закрытого формования, к которому относятся метод инфузии и RTM-методы.

Такие технологии впервые начали применяться в ОАО «Средне-Невский судостроительный завод», где строится корабль пр. 12700 из КМ.

Условно полимерные композиты (ПКМ) можно разделить на несколько групп [2]:

- Стеклопластики, содержащие до 80% волокон из силикатного стекла. Отличаются оптической и радио проницаемостью, низкой теплопроводностью, высокой прочностью, хорошими электроизолирующими свойствами, невысокой стоимостью.
- Углепластики с искусственными или природными углеродными волокнами на основе целлюлозы, производных нефти или угля. Углепластики легче и прочнее стеклопластиков, не прозрачны, не изменяют линейные размеры при изменениях температуры, хорошо проводят ток. Способны выдерживать высокие температуры даже в агрессивной среде.
- Боропластики с борными волокнами, нитями и жгутами. Очень твердые и износоустойчивые, не боятся агрессивных веществ. Не выдерживают эксплуатацию при высоких температурах.

Металлокомпозиты изготавливают на основе многих цветных металлов, например, меди, алюминия, никеля. Для наполнения берутся волокна, устойчивые к высоким температурам, не растворяющиеся в основе. Чаще всего используются металлические волокна или монокристаллы из оксидов, нитридов, керамики, карбидов, боридов. Благодаря этому получаются композиты, гораздо более огнестойкие, прочные и износоустойчивые, чем исходный чистый металл [2].

Керамические композиты изготавливают методом спекания под давлением исходной керамической массы с добавлением волокон или частиц. В качестве наполнителей чаще всего применяются металлические волокна — получаются керметы. Они отличаются устойчивостью к тепловому удару, высокой теплопроводностью. Керметы используются для производства износоустойчивых и термостойких деталей, например, газовых турбин, электропечей. Также они востребованы для изготовления режущего инструмента, деталей тормозных систем, тепловыделяющих стержней для атомных реакторов [2].

История применения КМ в зарубежном подводном кораблестроении также насчитывает более 50 лет. Впервые стеклопластик в подводном кораблестроении был применен в США в 1954 г. в рамках программы по увеличению сроков эксплуатации подводных кораблей. В качестве эксперимента на подводной лодке (ПЛ) USS Halfbeak (SS-352) (типа Balao) было установлено ограждение выдвижных устройств (ОВУ) из стеклопластика. Затем этот материал получил распространение в подводном кораблестроении Франции, Великобритании, Германии, Швеции, Испании, Японии.

Основные области применения композиционных материалов в судостроении [3]:

- Надводные корабли (корпуса и надстройки корветов и противоминных кораблей водоизмещением до 2000 т, и надстройки кораблей большего размера);
- Подводные лодки (наружные корпуса, акустико- и виброзащитные конструкции, стабилизаторы и элементы рулей);
- Обитаемые и необитаемые подводные сооружения (наружные корпуса, блоки плавучести);
- Гребные винты и виброизолирующие соединительные муфты, различные емкости, в том числе баллоны сжатого воздуха и гидроаккумуляторы;
- Элементы конструкций судов на воздушной подушке, экранопланов и скоростных катеров.
- Различные емкости для транспортировки и хранения нефтепродуктов, и сжиженного природного газа;
- Обтекатели и защитные кожухи приборов (например, башни артиллерийских установок).

В начале 1960 г. объектом, для которого в США в первую очередь начали использовать КМ, стали обтекатели акустических антенн ПЛ и обтекатели выдвижных устройств.

Основной причиной внедрения такого решения стала акустическая прозрачность стеклопластика. С этого момента обтекатели акустических антенн всех зарубежных ПЛ, включая атомные многоцелевые и стратегические подводные корабли, выполняются только из КМ. Например, на рис. 1 приведен вид сбоку носового обтекателя атомной подводной лодки (ПЛА) Virginia. Это стеклопластиковый носовой обтекатель без ребер жесткости длиной 6 м, опорным диаметром 8 м и массой около 25 т. Следует отметить, что компания Seeman Composites Inc. для ПЛА типа Virginia изготавливает из КМ несколько крупных конструктивных элементов. Самый масштабный – это комплекс бортовой антенны LWWAA, состоящий из трех частей: двух боковых обтекателей и центральной части – обтекателя и фундамента-пластины [7].

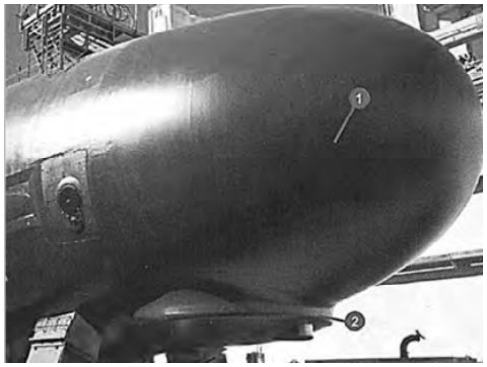


Рисунок 1 - Носовой обтекатель атомной подводной лодки Virginia

Первый композитный гребной винт (ГВ) был разработан фирмой HDW для ПЛ типа 206А ВМС Германии. За несколько лет были успешно испытаны два композитных ГВ, продемонстрировавших хорошие акустические характеристики. После этих испытаний усовершенствованный, больший по размерам композитный ГВ был разработан и успешно испытан на неатомной ПЛ типа 212А ВМС Германии [7].

Новые полимерные и металлополимерные композиционные материалы позволяют создавать безнаборные или редко подкрепленные набором корпусные конструкции из сэндвич-композиций с высокопрочными слоями из стеклопластика или стали и средним слоем из полимерных композиций низкой плотности. Применение таких материалов обеспечивает строительство современных высокоскоростных судов [1].

Блоки надстройки представляют собой трехслойные сотовые конструкции, высота которых может достигать 20 м и более, а вес 300 кг и более. В нашей стране впервые корабельные надстройки начали устанавливать на научно-исследовательских судах, например, на судне «Изумруд» (водоизмещение 300 т, длина 42,9 м, ширина 8,25 м) [5].

Одним из перспективных направлений повышения характеристик кораблей и судов является использование в их конструкциях углепластиков и гибридных ПКМ на основе углеродных армирующих систем. Это связано с тем, что углепластики имеют по сравнению с другими ПКМ ряд преимуществ, к которым, в первую очередь, относятся: – значительно более высокие удельные прочностные и жесткостные характеристики; – повышенная сопротивляемость при воздействии повторно-статических и вибрационных нагрузок [40]. В качестве примера можно назвать корветы типа «Visby» ВМС Швеции водоизмещением 640 т и длиной 73 м, корпус и надстройка которых имеют трехслойную конструкцию с несущими слоями из углепластика на основе мультиаксиальной углеродной ткани со структурой армирования (0°/+45°/90°/–45) из волокон Т800Н японской компании «Toray Group» и средним слоем из пенопласта марки Divinycell (фирма DIAB, Швеция) [6].

Несмотря на то, что композитные материалы имеют множество положительных сторон, у КМ есть и масса крупных недостатков, которые сдерживают их распространение. Из существенных недостатков можно выделить высокую стоимость производства, анизотропию

свойств (непостоянство свойств композитных материалов от образца к образцу), низкую ударную вязкость (обуславливает высокую повреждаемость изделий из композитных материалов), высокий удельный объем, гигроскопичность, выделение токсичных паров при эксплуатации. Композиционные материалы обладают низкой эксплуатационной технологичностью, низкой ремонтопригодностью и высокой стоимостью эксплуатации.

Конструктивные решения, применяемые за рубежом в подводном кораблестроении, имеют единый подход – они имеют или секционную разбивку, или представляют собой единое изделие. В целом, можно с уверенностью утверждать, что КМ – материалы будущего в подводном кораблестроении. По данным Frost & Sullivan, рынок судостроительных композитов уже в 2018 г. вырастет до 200 000 т (по сравнению с 135 000 т в 2011 г.), причем годовой прирост рынка составляет 5,6 %. Отчет Transparency Market Research показывает, что мировой спрос на судостроительные композиты оценивается в $954,6 млн.

Таким образом, вопрос о создании более качественных компонентов композиционных материалов и поиске новых технологических решений в их создании остается на сегодняшний день одним из актуальных вопросов как в области судостроения, так и в других сферах машиностроения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуменюк, Н. С. Применение композитных материалов в судостроении / Н. С. Гуменюк, С. С. Грушин // Современные наукоемкие технологии. – 2013. – № 8-1. – С. 116-117.

2. Елисеева, О. В. Композитные материалы в судостроении / О. В. Елисеева, Э. В. Романова // Инновации. Наука. Образование. – 2021. – № 30. – С. 557-561.

3. Алексин, Д. А. Применение современных композитных материалов в специальном судостроении / Д. А. Алексин, А. Н. Комерзан, Д. В. Репин // Состояние и перспективы развития современной науки по направлению "Технологии энергообеспечения. Аппараты и машины жизнеобеспечения": Сборник статей Всероссийской научно-технической конференции, Анапа, 25–26 ноября 2019 года. – Анапа: Федеральное государственное автономное учреждение "Военный инновационный технополис "ЭРА", 2019. – С. 116-120.

4. Булкин, В. А. Применение перспективных композиционных материалов в надводном судостроении / В. А. Булкин, Н. Н. Федонюк, А. В. Шляхтенко // Морской вестник. – 2013. – № 1(45). – С. 7-8.

5. Нелюб, В. А. Применение полимерных композиционных материалов в судостроении для ремонта корабельных надстроек В. А. НЕЛЮБ / В. А. Нелюб // Ремонт. Восстановление. Модернизация. – 2013. – № 5. – С. 21-24.

6. Федонюк Н.Н. Применение полимерных композиционных материалов в зарубежном кораблестроении: Обзор по материалам прессы 1990 – 2006 гг. – СПб.: Изд ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова, 2009, 114 с

7. Никитин В.С. Современное состояние и перспективы применения композитов в зарубежном подводном кораблестроении / В. С. Никитин, В. Н. Половинкин // Труды Крыловского государственного научного центра. – 2017. – № 4(382). – С. 57-74. – DOI 10.24937/2542-2324-2017-4-382-57-74.

APPLICATION OF COMPOSITE MATERIALS IN SHIPBUILDING

Rudenko E.

evrudenko21@mail.ru

Supervisor: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This article discusses composite materials that are actively used in shipbuilding.

УДК 66

СОВРЕМЕННЫЕ БАЙДАРКИ И КАНОЭ: МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ

Руденко Э.В.
evrudenko21@mail.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной статье рассматривается современные байдарки и каноэ, анализируются современные материалы, применяемые для их изготовления, а также изучаются технологии создания каноэ из композитных материалов.

Научно-технический прогресс сыграл важную роль в развитии и популяризации спортивной жизни общества. Благодаря внедрению новых современных технологий, материалов удается повысить безопасность жизни спортсменов, улучшить многие результаты, а также повысить интерес общества к занятию физической культурой и спортом. На сегодняшний день уже нельзя отрицать тот факт, что конечный результат спортсмена на соревнованиях зависит не только от его физических возможностей, но и оснащением современным высокотехнологичным инвентарём, экипировкой. В настоящее время в спорте широко начали использоваться композитные материалы. Из-за лёгкости и прочности композитных материалов, их применение произвело настоящую революцию результатов во многих видах спорта, например, таких, как прыжки с шестом, большой теннис, велосипедные гонки на шоссе и на треке, подавляющее большинство зимних видов спорта и многие другие. Композиты в спортивных товарах позволяют спортсменам добиваться поставленных целей, улучшать свои результаты, «поднимать планку» для возможностей и рекордов человека, а также пользоваться снаряжением в разы дольше.

Для подтверждения вышесказанных слов рассмотрим довольно популярный на сегодняшний день спорт – гребля на байдарках и каноэ. Как спортивная дисциплина она зародилась в далёких 1860-х годах шотландским юристом Джоном Мак Грегором. Он спроектировал и построил лодку, названной «Роб-Рой», которая была длиной 4,57 м и шириной 0,76 м. Обшивка данной модели была клинкерная, из дуба, а палуба изготовлена из кедра. Свои путешествия Мак Грегор описал в книге «1000 миль на каноэ «Роб-Рой»», чем вызвал большой резонанс общества. Уже в 1866 он основал первый в мире гребной клуб – Английский Королевский клуб любителей гребли на байдарках и каноэ [1].

По определению байдарка – это лодка, в которой спортсмен сидит лицом вперед и гребет двухлопастным веслом с обеих сторон. Спортсмен сидит на специальном сидении (сляйде), расположив ступни на упоре внутри лодки (подножке). Каноэ – это лодка, в которой спортсмен стоит на одном колене лицом вперед и гребет однолопастным веслом с одной стороны. Колено опорной ноги спортсмена располагается на специальной опоре (подушке) [2].

В отличии от первых байдарок современные каяки отличаются как материалами, так и технологиями изготовления. К примеру, в настоящее время большой популярностью пользуются каяки, изготовленные композиционными материалами. Это конструкционный (металлический или неметаллический) материал, в котором имеются усиливающие его элементы ввиде нитей, волокон или хлопьев более прочного материала. [3]. Основные преимущества композитных материалов:

- низкий вес;
- высокая жёсткость (модуль упругости 140 - 240 ГПа);
- высокая износостойкость;
- высокая удельная прочность (3500 МПа);

– высокая усталостная прочность;

– из КМ возможно изготовить размеростабильные конструкции;

Сейчас при изготовлении байдарок и каноэ широко используются следующие композиционные материалы: стеклопластики, углепластики, базальт или арамид.

Стеклопластик уже давно применяется при строительстве лодок, катеров, яхт и много другого. Стеклоткани используются для придания жесткости и объема готовому изделию. Стеклоткань — это стекло, вытянутое в очень тонкие волосообразные волокна. Отдельные волокна соединяются в нити и, затем, из нитей плетётся ткань. Для изготовления весел и лодок используется стекловолокно класса Е (E-glass), которая относительно дешева и достаточно прочна. Изделие из стеклоткани способно возвращаться в исходную форму после ударов, не повлекших за собой разрушения элемента [4].

Карбон - композитный материал, относится к классу углепластиков. Основу углетканей составляют тонкие нити углерода. Сломать нить просто, но порвать очень нелегко. Углепластиковые детали легче и прочнее стеклопластиковых. В производстве весел и лодок карбон позволяет добиться максимум прочности и жесткости при минимальном весе. Стоит сказать и о недостатках, а они, к сожалению, есть. Карбон имеет очень маленькое относительное удлинение (т. е. не растягивается) и боиться очень сильных ударов [4].

Базальт – это природный натуральный материал, магматическая горная порода, распространенная по всему миру. Базальтовые изделия и материалы обладают высокой исходной прочностью, стойкостью к воздействию агрессивных сред, долговечностью, электроизоляционными свойствами, являются природным экологически чистым материалом. Применение базальтового волокна связано с его уникальными свойствами, такими как удельная прочность базальтового волокна в 2,5 раза превышает прочность легированных сталей и в 1,5 раза прочность стекловолокна [4].

Арамид представляет собой параарамидовое (paraaramid) синтетическое волокно. Эти волокна состоят из длинных молекулярных цепей. Между собой цепи жестко сориентированы прочными внутренними связями, которые и определяют свойства арамида [4].

Если рассматривать технологию изготовления корпуса, то обычно используется либо метод ручного формования, либо вакуумное формование.

При ручном формовании (рис. 1) армирующий материал вручную пропитывается эпоксидной смолой при помощи валика. Затем пропитанный армирующий материал укладывается в форму (матрицу), где он прикатывается валиками. Прикатка осуществляется с целью удаления из ламината воздушных включений и равномерного распределения смолы по всему объему. Отверждение ламината происходит в течение 24 часов, после чего изделие извлекается из формы и подвергается мехобработке [4].

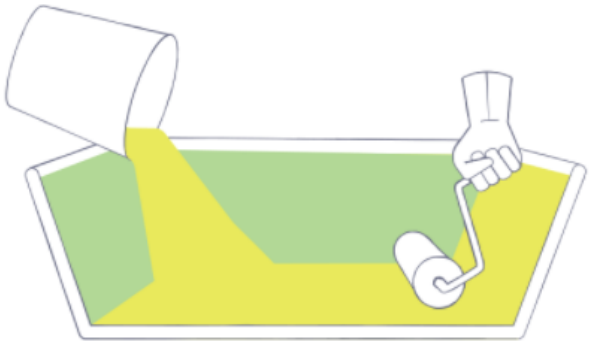


Рисунок 1 – Метод ручного формования

Вакуумная инфузия (рис. 2) — это технология производства композитного корпуса лодки, при которой смола вводится в ламинат с использованием силы вакуумного давления

для устранения избыточного количества смолы, увеличивая тем самым прочность и уменьшая вес. Исходные компоненты композитного материала в сухом виде выкладываются в оснастку, на следующем этапе создаются условия вакуума, после чего смола по специальным трубкам засасывается в ламинат. Отверждение ламината происходит в течение 24 часов, после чего изделие извлекается из формы и подвергается мехобработке [4].

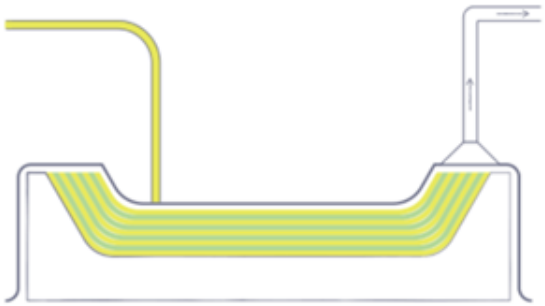


Рисунок 2 – Вакуумная инфузия

Однако, не смотря на все преимущества изделий из КМ над традиционными изделиями, композиты имеют существенный недостаток – это высокая стоимость. В настоящее время затраты на производство инвентаря из ПКМ значительно выше, чем из других материалов. Это связано с необходимостью применения дорогостоящих технологических оснасток и оборудования, а также из-за высокой стоимости компонентов композиционного материала.

Безусловно, ключевыми факторами роста мирового рынка спортивных товаров являются:

- рост числа патентов от ведущих производителей на спорттовары, изготовленные с использованием композитов;
- развитие обрабатывающей промышленности;
- сообщения о новых запусках продуктов, соглашениях и расширении активности компаний.

Однако несмотря на стремительно развивающуюся мировую индустрию КМ, российская доля в ней крайне мала. К примеру, за 2018-й год российская доля составляет около 1% от мирового производства. Слабый маркетинг, отсутствие интересных дизайнерских решений и многие другие факторы ставит российскую продукцию в невыгодное положение по сравнению с иностранными конкурентами. Но по уровню технологий и новаторских идей Россия не отстает, а даже в чём-то опережает иностранных производителей. Основная задача — это научиться коммерциализировать российские разработки и доводить качественный продукт до конечного потребителя. В настоящее время благодаря действию Государственной программы РФ «Развитие промышленности и повышение её конкурентоспособности», и в частности, подпрограммы 14 «Развитие производства композиционных материалов (композитов) и изделий из них», наблюдается увеличение количества разработок в области полимерных композиционных материалов [5].

Столь неблаговидное положение российской композитной отрасли объясняется многими причинами, среди которых ключевыми являются:

– дефицит российского сырья для производства композитов;
– отсутствие отечественного специализированного оборудования;
– ограничения финансовых ресурсов, значительные экономические риски;
– сложный и длительный процесс сертификации отечественных разработок (3 года и более);
– отсутствие нормативной документации применения композитных материалов в ряде отраслей экономики;

– отсутствие решения проблемы по утилизации композитных материалов;
– ограниченная ремонтоспособность;
– допуск на рынок РФ в стратегические отрасли импортных материалов при наличии отечественных аналогов;
– недостаток квалифицированных специалистов.

Таким образом, современные материалы и технологии активно внедряются в нашу жизнь, в частности, в спорт. Они помогают улучшить результаты спортсменов, «бить» рекорды, а также снижают вероятность получения травмы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. История гребли на байдарках и каное [Электронный ресурс] - Режим доступа – URL: https://canoe-kayak-academy.org.ua/baydarka-i-kanoe/istoriya-grebli-na-baydarkah-i-kanoe.html (дата обращения: 05.09.2021).

2. Гребля на байдарках и каноэ [Электронный ресурс] - Режим доступа – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Гребля_на_байдарках_и_каноэ (дата обращения: 05.09.2021).

3. Композиционные материалы [Электронный ресурс] - Режим доступа – URL: https://e-plastic.ru/specialistam/composite/kompozicionnye-materialy/ (дата обращения: 06.09.2021)

4. Материалы и технологии, применяемые при строительстве морского каяка [Электронный ресурс] - Режим доступа – URL: https://mykayak.ru/material (дата обращения: 06.09.2021).

5. «КОМПОЗИТЫ РОССИИ»: современное снаряжение для российского спорта. – 2016 [Электронный ресурс] – URL: http://chembus.ru/blog/2016/08/23/kompostyi-rossii/ (дата обращения: 07.10.2021).

MODERN KAYDARS AND CANOE: MATERIALS AND MANUFACTURING TECHNOLOGIES

Rudenko E.
evrudenko21@mail.ru
Scientific adviser: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This article examines modern kayaks and canoes, analyzes modern materials used for their manufacture, and also studies the technologies for creating canoes from composite materials.

УДК 620.22-419(063)+678.7(063)

ВЫБОР ТИПА ОТВЕРДИТЕЛЯ ДЛЯ КОМПОЗИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ БЕЗАВТОКЛАВНОЙ ТЕХНОЛОГИЕЙ RFI

Русинова А.А.
Rusinova_97@mail.ru
Научный руководитель: А.Ф. Магсумова, к.т.н. доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань)

Проанализирован вопрос выбора отвердителя для композитных изделий, изготавливаемых безавтоклавной технологией с применением пленочных связующих. Показано преимущество аминных ароматических отвердителей.

Для авиационной отрасли увеличение объемов применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) и конструкций на их основе является одной из

приоритетных задач [1]. Причинами этой тенденции являются улучшение летно-технических характеристик самолетов, снижения стоимости конечных изделий, а также снижения трудоемкости серийного производства и повышения производительности труда.

На протяжении многих лет автоклавный метод был основным в изготовлении деталей из ПКМ [2]. Главными достоинствами препрегово-автоклавной технологии являются высокий уровень физико-механических свойств и низкую пористость получаемых материалов, но существует ряд недостатков автоклавного метода: повышенными энергоемкостью и стоимостью из-за использования дорогостоящего автоклава, а также металлоемкой оснастки.

Внедрение безавтоклавных технологий позволяет сократить технологический процесс создания конструкций из КМ, так как процесс совмещения наполнителя со связующим происходит непосредственно в момент формования ПКМ, но при этом в технологии вакуумной инфузии существует недостаток - это сложность контролирования содержания связующего в готовом изделии, что может стать причиной разнотолщинности, существенного разброса прочностных свойств материалов из ПКМ.

Еще один безавтоклавный метод формования – метод RTM, в котором существует требование к вязкости смолы, вязкость должна быть достаточно низкой в течение всего диапазона температур обработки, чтобы полностью смачивать преформу. Поскольку многие из используемых в настоящее время смол изначально были разработаны для систем препрегов, их вязкость имеет тенденцию быть слишком высокой для традиционных RTM. С целью компенсации этой технологической особенности, был разработан новый процесс под названием RFI (Resin Film Infusion). Вместо того, чтобы впрыскивать смолу в форму, лист чистой смолы отливают в виде тонкой пленки и помещают непосредственно под преформу. Толщина пленки зависит от желаемой объемной доли волокна и проницаемости преформы. Затем вокруг преформы помещаются инструментальные вставки, вся сборка упаковывается в вакуумный мешок и помещается в печь. Когда инструмент нагревается и находится под давлением, смола плавится, перетекает в преформу и отверждается. При таком способе изготовления можно изготавливать монолитные или многослойные конструкции. По сравнению с RTM, RFI технология обеспечивает более высокую объемную долю волокна в композитном изделии, а формы не так дороги.

В работах [3-5] были сформулированы требования к реологии связующего для процесса RFI: вязкость при температуре пропитки не более 2 Па×с, время нарастания вязкости до 2 Па×с – не менее 60 мин.

Эпоксидные смолы (ЭС) широко используются в строительстве, машиностроении, авиакосмической промышленности и других связанных областях благодаря их низкой стоимости, отличным характеристикам склеивания, выдающимся механическим свойствам, легкой технологичности, стабильности размеров, превосходной термической и химической стойкости.

Эпоксидные смолы и отвердители – это те вещества, которые определяют условия образования эпоксидного полимера и многие его показатели. Например, введение отвердителя ограничивает технологическую жизнеспособность связующего, но в то же время перед разработчиком открываются широкие возможности в изменении свойств композиции и получении материала с заданными характеристиками. Именно выбор отвердителя является определяющим фактором для обеспечения технологических и эксплуатационных характеристик материалов.

Отвердители можно классифицировать по природе функциональных групп – аминные, ангидридные отвердители, полифенолы и пр.; по направлению их применения - для термостойких полимеров, для порошковых композиций и т.д.; по наиболее характерному температурному интервалу отверждения эпоксидных композиций - отвердители «холодного» и «горячего» отверждения; по общему принципу протекания процесса отверждения –

сшивающие отвердители и катализаторы отверждения. В качестве отвердителей эпоксидных смол чаще всего применяют полифункциональные амины и ангидриды кислот (см. табл. 1).

Таблица 1

Отвердители эпоксидных смол

Название	Молекулярный вес	Температура совмещения со смолой, ℃	Температурный интервал отверждения, ℃
Алифатические полиамины			
Диэтилентриамин (ДЭТА)	103	20-40	15-150
Триэтилентетрамин (ТЭТА)	132	20-40	15-150
Гексаметилендиамин	116	40-60	20-160
Ароматические диамины			
Диаминодифенилметан (ДДМ)	198	90-100	120-200
Диаминодифенилсульфон (ДДС)	256	180-200	120-220
Ангидриды кислот			
Малеиновый	98	60-63	120-150
Фталевый	128	140-145	100-150
Тетрагидрофталевый	152	105-110	100-150
Метилтетрагидро-фталевый	166	75-80	120-150

Среди всех потенциальных видов отвердителей наиболее востребованными являются отвердители аминного типа (80% изделий изготовлены на их основе). Ароматические амины, обычно диамины, значительно менее активны в реакциях с эпоксидными группами по сравнению с алифатическими. При комнатной температуре ароматические диамины находятся в кристаллическом состоянии и их температура плавления довольно высока, что затрудняет их растворение в смоле. Для снижения температуры плавления и улучшения растворимости в эпоксидной смоле используют эвтектические смеси ароматических диаминов или их модифицируют для подавления способности к кристаллизации. Наиболее широко применяемыми являются эвтектические смеси, содержащие диаминодифенилметан, мета-фенилендиамин, диаминодифенилсульфон. При этом свойства систем отвержденных эвтектических смесями не отличаются от свойств систем, отвержденных индивидуальными компонентами (см. табл. 2).

Таблица 2

Влияние типа отвердителей на свойства эпоксидной матрицы

Отвердители	Теплостойкость по Мартенсу, ℃	Прочность на разрыв, МПА	Прочность на разрыв, МПа
Диаминодифенилметан	163	8,3	119
Мета-фенилендиамин	140	-	72
4.4-Диаминодифенилсульфон	175	76	153

В работе [6] были исследованы матричные системы на основе эпоксидианового олигомера ЭД-20 и следующих отверждающих эвтектических смесей:

- Система 1: смесь изомеров диаминодифенилметана (ДАДФМ)
- Система 2: смесь смесь изомеров диаминодифенилметана + дихлораминобензиланилин (ДХАБА);

- Система 3: смесь изомеров диаминодифенилметана + дихлораминобензиланилин +диаминодифенилсульфон (ДАДФС)
- Система 4: м-фенилендиамин (м-ФДА) + смесь изомеров диаминодифенилметана + дихлораминобензиланилин

В результате проведённого эксперимента было выяснено, что эвтектическая смесь (м-ФДА+ДАДФМ+ДХАБА) имеет максимальную теплостойкость не более 128℃. По сравнению с чистым ДАДФМ использование эвтектических смесей приводит к понижению теплостойкости на 8-10%, что объясняется уменьшением плотности поперечных сшивок в полимерном материале при добавлении ДХАБА.

Для создания конструкций из ПКМ авторами работы [7] были исследованы технологические, теплостойкие и физико-механические свойства эпоксиаминных связующих с использованием ароматических отвердителей (см. табл. 3).

Таблица 3

Характеристика образцов ароматических аминов, используемых в качестве отвердителей [7]

Отвердитель	Внешний вид	Температура плавления, ℃
M-CDEA (бис-(4-амино-2-хлор-3,5-диэтилфенил)метан)	Твердый порошок белого цвета	88
M-DIPA (4.4’- метил-бис-(2,6-диизопропеланилин)	Твердый расплав коричневого цвета	61
M-MIPA(4.4’- метил-бис-(2-изопропил-6-метиланилин)	Темный расплав темно-коричневого цвета	72
Aradur 9664-1	Кристаллический порошок белого цвета	181
ДАДФС (Китай)		180
ДАДФС (РФ)		175

В работе [7] изучены реологические характеристики экспериментальных образцов связующего с различными ароматическими отвердителями. Получена зависимость вязкости расплавов образцов от температуры при динамическом нагревании (рис. 1).

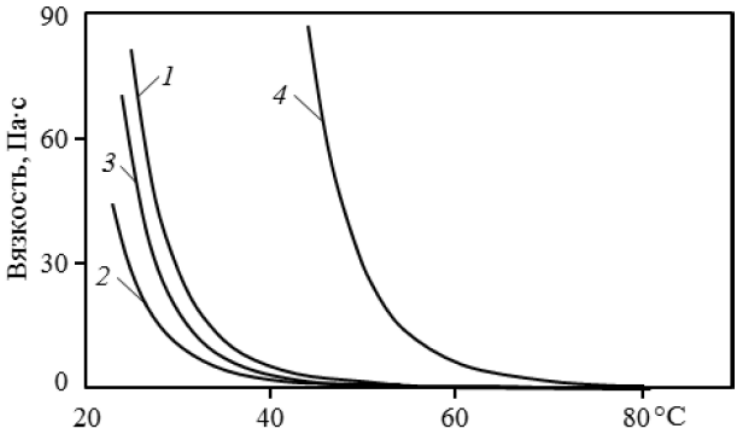


Рис.1 Зависимость кажущейся вязкости связующих при динамическом нагревании со скоростью 2 ℃/мин экспериментальных образцов на основе эпоксидной диановой смолы марки DER 330 и отвердителей марок M-CDEA(1), M-DIPA(2), M-MIPA(3), ДАДФС (4)

При нагревании образцов до температуры >50℃ значение вязкости соответствует показателю ~1 Па×с. При дальнейшем нагревании композиции вязкость продолжает снижаться и при температуре 70℃ составляет 0.1-0.2 Па×с (рис. 1), что позволяет сделать вывод о том, что эпоксиаминные связующие с использованием ароматических отвердителей марок M-CDEA(1), M-DIPA(2), M-MIPA(3), ДАДФС (4) являются подходящими для изготовления композитных изделий технологией RFI.

Автором работы [8] были исследованы эпоксиамминные композици, в которых использовались эпоксифенольные смолы (эпокситрифенольная смола ЭТФ и эпоксиноволачная смола D.E.N.-431 (DEN)), при отверждении которых ароматическими аминными отвердителями при повышенных температурах получаются высокопрочные эпоксидные материалы. В качестве отвердителей использовали ряд ароматических аминных отвердителей (АО) - 4,4'-диаминодифенилметан (ДДМ) и его аддукты с другими первичными аминами - продукт «Бензам АБА» (АБА) и отвердитель 40 АФВ-14 (АФВ). В ходе работы были проведены исследования реологических свойств этих композиций. Были получены зависимости вязкости (η) от времени (t) при температурах 100ºС для композиций ЭТФ + ДДМ, ЭТФ + АБА и ЭТФ + АФВ, а также DEN + ДДМ, DEN + АБА и DEN + АФВ.

В результате исследований было выяснено, что композиция DEN + ДДМ сохраняет вязкость 0.1-0.2 Па×с приблизительно 10 мин, композиция ЭТФ + АБА сохраняет ту же вязкость на протяжении 20 мин, а композиция DEN + АБА на протяжении 25 мин, что является наиболее подходящим для изготовления композитных изделий технологией RFI.

Заключение

Из проведенного анализа литературы можно сделать вывод о том, что аминно-ароматический отвердитель является подходящим для композитных изделий, изготавливаемых безавтоклавной технологией с применением пленочных связующих. Так как изучение реокинетических характеристик эпоксиаминных композиций позволило выявить вязкость и время жизни при температуре пропитки, что оказалось подходящих для изготовления деталей технологией RFI.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1.Андреев А.В., Демиденко З.Н., Андреева В.А. Технологические аспекты применения пленочных связующих при создании конструкций из композиционных материалов пассажирских и транспортных самолетов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. 2013. Вып. 4. С. 21-26.

2. Вешкин В.А. Пути повышения качества деталей из ПКМ при вакуумном формовании/Е.А. Вешкин, В.И. Постнов, П.А. Абрамов//Известия Самарского научного центра Российской академии наук. -2012. -Т.14, №4(3). -С. 834-839.

3.Д.И. Коган, Л.В. Чурсова, А.П. Петрова. Технология изготовления ПКМ способом пропитки пленочным связующим//Клеи. Герметики. Технологии, No 6, 2011. С.63-74.

4.Чурсова Л.В. Пленочные связующие для RFI-технологии/Л.В. Чурсова, М.И. Душин, Д.И.Коган//Российский химический журнал. -2010. -Т.LIV. № 1. -С. 63-67.

5.Разработка связующего в виде пленки для изготовления изделий применяемых в авиационной промышленности / Е. С. Петрунина, А. А. Ахматова, Д. Д. Мубаракзянова, А. Ф. Магсумова // Молодежь. Техника. Космос: труды X Общероссийской молодежной научно-технической конференции, Санкт-Петербург, 18–20 апреля 2018 года. – Санкт-Петербург: Балтийский государственный технический университет "Военмех", 2018. – С. 267-269.

6.Ситников П.А., Кучин А.В., Васенева И.Н., Шевченко О.Н., Белых А.Г., Рябков Ю.И. Разработка эпоксидных матриц для конструкционных композитов с повышенной теплостойкостью // Известия высших учебных заведений. Химия и химическая технология. 2007. Т.50, В.3, С. 41-44.

7.Чурсова Л.В., Бабин А.Н., Панина Н.Н., Ткачук А.И., Терехов И.В. Использование ароматических аминных отвердителей для создания эпоксидных связующих для ПКМ конструкционного назначения // Труды ВИАМ. 2016. №6 (42). С. 24–35.

8.Нгуен Л. Х. Разработка эпоксикремнийорганических материалов с улучшенными теплостойкостью и прочностными характеристиками. дис. канд. техн. наук. Москва. 2017. 195 с.

SELECTION OF CURING AGENT TYPE FOR COMPOSITE PRODUCTS PRODUCED WITH AUTOCLAVE-FREE RFI TECHNOLOGY

Rusinova A.A.

Rusinova_97@mail.ru

Supervisor: A.F. Magsumova, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The issue of choosing a hardener for composite products manufactured by autoclave-free technology with the use of film binders is analyzed. The advantage of amine aromatic hardeners has been shown.

УДК 621

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ МИКРОРЕШЁТКИ В АВИАСТРОЕНИИ

Рыжков С.А

rsa362@mail.ru

Научный руководитель: А.В.Черноглазова, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

В данной работе была рассмотрена эффективность использования металлической микрорешётки в авиастроении. Проведён анализ свойств металлической микрорешётки. Была изучена технология получения металлической микрорешётки.

В сфере авиастроении совсем недавно начался новый этап создания и использования искусственно созданных композиционных материалов [1], эти материалы применяются очень широко – при производстве высоконагруженных деталей и двигателей. Если посмотреть на общую долю использования композиционных материалов, допустим, в Боингах, то в очень ранних моделях их порядка 8%. На данный момент соотношение композитов в общей массе самолетов компании может доходить до 60%. На данный момент очень много экспериментируют с металлами, создавая новые материалы и открывая новые уникальные свойства. Например, microlattice (металлическая микрорешётка) из никеля и фосфора, он был занесен в книгу рекордов Гиннеса, как самый лёгкий металл – он весит почти в 100 раз меньше, чем тот же пенопласт.

Все самолеты в будущем, скорее всего, будут состоять не из дюралюминия и не из углепластика, а предпочтительно из воздуха. Это станет возможным с помощью материалов, похожие те, что на данный момент разрабатывает один из самых крупных в мире производитель авиационной, военной, а также космической техники – Боинг. Эта корпорация очень тесно сотрудничает с агентством по растущим оборонным технологиям научно-исследовательским разработкам при создании высокоперспективных военных технологий, которые могут использоваться, например, как при создании космических и сверхзвуковых летательных аппаратов. В погоне за экономичностью почти все производители гражданских и военных самолетов хотят сделать конструкции очень лёгкими,

но без ущерба для прочностных характеристик [2]. Уже почти около шести лет исследовательская организация сосредоточена на разработке микрорешётки – материала, который имеет самую низкую плотность из всех природных и искусственных субстанций. Даже производители называют свою разработку «открытой клеточной полимерной структурой». До этого самую низкую плотность имел искусственный аэрогель (1мг/см^3) [3]. Данная концепция напоминает структуру человеческих костей. Кости, так же как микрорешётка, имеют весьма прочную внешнюю оболочку, а также пустоту внутри. Вот поэтому наши кости не только прочные, но и достаточно лёгкие. В основе этой решётки лежат соединения в виде полых трубок, где диаметр одного элемента – 100 микрометров, а толщина составляет каких-то 100 нанометров – в тысячу раз меньше толщины человеческого волоса. Поэтому данный параметр определяет достаточную лёгкость полученного материла – по сути, он на 99,99% (по объему) состоит из воздуха. Металлические микрорешётки отличаются очень сильно малой плотностью – 0,9 мг/см^3 (без воздуха) которая была очень низкой для твёрдого вещества. С точки зрения механического действия эти микрорешётки ведут себя как эластомеры [4], где после заметного сжатия примерно полностью восстанавливают свою форму. Это очень важно, так как аэрогель – это весьма хрупкое, стеклообразное вещество.

Аэрогель входит в класс материалов, которые представляют собой гель, где жидка фаза абсолютно замещена газообразной, данные материалы имеют очень низкую плотность, а также представляют целый ряд уникальных характеристик. В основном используются кварцевые аэрогели. Их начальная плотность около 1кг/м^3, что почти в 1000 раз меньше плотности той же воды, также в 1,5 раза меньше плотности воздуха. Такие аэрогели могут пропускать свет в мягком ультрафиолете и инфракрасном диапазоне, но в инфракрасной области имеют обычные для кварца полосы гидроксила. Данное эластомерное свойство металлических микрорешёток даёт использовать их как эффективные амортизаторы. Чтобы изготовить такой замысловатую структуру, ученые разработали метод, который очень сильно напоминает популярный сегодня 3D- принтинг [5]. Тем не менее, в отличие от трёхмерной печати, где формирование определённых структур происходит слой за слоем, такой метод предполагает использование необычных полимеров, которые, будучи облученными светом, позволяют получить нужную форму за один заход.

На самом деле металлическая микрорешётка берёт своё начало от углеродной нанотрубки, это одна из модификаций углерода, которая представляет собой полую цилиндрическую структуру, имеющим диаметр от десятых до нескольких десятков нанометров, а также длиной от одного микрометра до нескольких сантиметров. Абсолютно любую одностенную трубку возможно выразить в виде выкройки из листа графена, который представляет собой сетку, состоящий из правильных шестиугольников, где в вершинах этих шестиугольниках располагаются атомы углерода, которая может задаваться парой чисел (n,m), которые называются индексами хиральности (свойство молекул, которое показывает возможность о не совмещении в пространстве со своим зеркальным отражением) .

Металлическая микрорешётка имеет сверхлёгкую форму пенометалла. Пенометалл – металл или сплав, который имеет ячеистую структуру, также состоит из твёрдого металла (наиболее часто используется алюминий) с заполненными порами, где занимают основную часть объема. Поры делятся на два вида: изолированные, где пенометалл с закрытыми порами, а также взаимосвязанные, где пенометалл уже с открытыми порами. Пенометаллы, как правило сохраняют физические свойства металла, которые составляют их основу. Пена, которая была из невоспламеняемого металла, также остается из не воспламеняемой и аналогично может быть переработана, как и её основной материал. Если сравнить металлическую основу, то коэффициент теплового расширения пенометалла будет одинаков, но теплопроводность уже будет снижена.

Инженеры получают жидкие полимеры ультрафиолетовым светом, которые пропускаются через перфорированный (со множеством отверстий) фильтр в резервуар с

УФ-отверждающей смолой. Процесс ультрафиолетовой полимеризации также называют ультрафиолетовым отверждением или ультрафиолетовой сушкой, однако в таком случае фраза «ультрафиолетовая сушка» имеет другое значение, поскольку само высыхание жидкости в самом процессе практически не происходит. Ультрафиолетовая полимеризация представляет собой, как фотохимический процесс, где мономеры могут сшиваться или отверждаться, при естественном воздействии ультрафиолетового излучения. Такой ультрафиолетовый «отверждаемый» мономер включает фотоинициатор, соответственно который будет поглощать энергию ультрафиолета и инициировать саму реакцию полимеризации в этом же мономере. Отвердителями могут выступать полифункциональные соединения, например - диамины, фенолы, полиамины, гликоли. Само количество инициатора и катализатора может зависеть от активности данных групп и обычно составляет 0,1-5%. «Самозахват» излучения, аналогично оптическому волокну, появляется, когда смола твердеет под каждым отверстием в фильтре, образуя полимерное волокно вдоль направления излучения. Сами волокна могут соединяться и образовывать решётку. Такой процесс очень похож на фотолитографию в том, что он использует двухмерный фильтр для определения начальной структуры формы, но также и отличается скоростью образования [6]: если стереолитография может занимать часы, создавая полную решётку, то самоорганизующийся волновой процесс может сформировать формы за 20-90 секунд [7]. Следовательно, саморазмножающийся волновой процесс помогает быстрому образованию очень больших и свободно стоящих трёхмерных решёток. Тогда, в зависимости от предназначения полученная структура может быть покрыта разнообразными металлами, например, такие как -керамика или другими композитными элементами. В исходном отчёте в качестве металла микрорешётки был использован никель. Согласно процесса электроосаждения, он содержит 8% растворённых атомов фосфора и не содержит осадка. Ученые будут иметь возможность менять прочностные свойства решётки с помощью подбора химического состава полимера или настройками фильтра, которые используются при их застывании. Следовательно, ученые смогут создавать как гибкие, гнущиеся материалы, которые способные принимать на себя и гасить энергию механических ударов, так и очень жесткие структуры, которые обеспечивают прочность конструкции [8]. Испытания показали, что, если обернуть в такую решетку яйцо, то оно сохранится целым, если его сбросить с высоты 30-го этажа. Также стоит отметить, что металлическая микрорешётка имеет потенциальное применение в качестве теплоизоляторов и амортизаторы, к дополнению может стать полезной в качестве опор для катализаторов. Производители авиационной техники применяют технологию микрорешёток для разработки очень лёгких, а также эффективных структур, которые они объединяют в себе много разных функций, таких как усиление конструкции, а также теплопередача, а в отдельные компоненты для высокопроизводительных транспортных средств.

Следующим важным свойством решетки является способность к восстановлению формы, даже при сильном сжатии или растяжении. То, как это технология развивается – фундаментальный производственный процесс. Он может быть применим в различном круге задач. Поразительные свойства решетки смогут найти своё применение в создании различных электродов аккумуляторов, акустических и вибрационных систем. Такой материал будет иметь возможность соревноваться по стоимости производства с другими материалами. Если в далёком будущем он станет настолько доступным, чтобы использоваться в автоиндустрии, то естественно его стоимость будет снижаться для использования и в самолётах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Халиулин В.И., Шапаев И.И. Технологоия производства композитных изделий: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казань. гос.техн.ун-та, 2003.

2. Кондрашов С.В. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения с функциональными свойствами // Авиационные материалы и технологии. 2017.№8. -405-419 с.

3. Cai Y. Effects of graphite filler the thermophysical properties of 3D C/SiC composites // Journal of Alloys and Compounds.2019.№770.P.989-994.

4. Гуляев А.П. Металловедение. М.:Металлургия, 1986. -724 с.

5. Конструкционные материалы: Справочник/ Под ред Б.Н. Арзамасова. М.: Машиностроение, 1990.-688 с.

6. Хворова И.А. Материловедение. Технология конструкционных материлов: учебное пособие в 2-х ч. Часть 2 /И.А. Хворова; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011.-128 с.

7. Sangroniz L., Cavallo D., Santamaria A., Muller A.J., Alamo R.G., Macromolecules 2017, No. 50, P.642-655.

8. Дектярева М.А. Современные тенденции развития композиционных материалов / М.А. Дектярева, Е.А. Жирнова // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. -2015-.Т.2.-166-167 с.

APPLICATION OF METAL MICROGRADES IN AIRCRAFT

Ryzhkov S.

rsa362@mail.ru

Supervisor: A. Chernoglazova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Profeccor

(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, Russia)

Abstract: in this paper, the efficiency of using a metal microlattice in aircraft constuction was considered. The alalysis of properties of metall microlattice is carried out. The techology of obtaining a metall microlattice was stuied.

УДК-620.19

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО СТАРЕНИЯ НА СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ ВАКУУМНЫХ МЕШКОВ

Сабирзянов Р.Р.

ruslan_mail_r@mail.ru

Научный руководитель: О.Л. Хамидуллин, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В этой статье исследуется изменение механических и визуальных характеристики силиконовых эластомеров в ходе влияния высоких температур и среды аминного отвердителя ХТ-187Б. Изменение модуля упругости отслеживалось в динамическом-механическом анализаторе DMA Q800 в режиме «растяжения плёнок» в зависимости от времени старения. Также была произведена визуальная оценка материала. Термохимическое старение оказало отрицательное влияние на механические свойства и изменила внешний вид материала – цвет стал более тёмным.

Введение

В настоящее время производство изделий из композиционных материалов безавтоклавными методами, не исключает использование вакуумных мешков многоразового применения, основными материалами создания которого являются силиконовые эластомеры

– длинные соединенные друг с другом посредством сшивания полимерные цепи, отличающиеся способностью к высокой эластичности и упругости [1]. Несмотря на инертность и химическую стойкость эластомеров, в процессе длительной эксплуатации могут происходить изменение свойств, которые способны отрицательно сказаться на технологичности вакуумного мешка. Одними из наиболее существенных отрицательных факторов при эксплуатации вакуумных мешков является контакт с химически-активными компонентами связующего и высокая температура.

Несмотря на предоставление производителем информации о химической стойкости материалов, нередко на ее основе нельзя проводить прогнозирование сроков службы вакуумных мешков. Также большинство производителей ограниваются качественной субъективной оценкой «высокая стойкость», что может иметь различное количественное выражение у разных производителей. Именно поэтому сравнительные исследования при ускоренном термохимическом старении являются актуальными задачами [2].

Следует отметить, что лабораторные условия, в которых проводилось старение материалов отличаются от реальных условий производства, однако был выбран наиболее химически активный компонент связующего с целью провести ускоренные испытания и провести сравнительную оценку различных марок силиконовых мешков.

Экспериментальная часть

В качестве эластомеров для оценки изменения свойств были выбраны следующие марки вакуумных мешков: ELASTOSIL (Wacker Chemie AG (США)), MASAIT (Steinbach AG (Германия)), PENTA (Пента Юнион (Россия)). Все марки по своей природе являются силиконовыми эластомерами.

Образцы были нарезаны по размерам 15 мм × 5 мм по 3 штуки каждого. Процесс старения проходил при комнатной температуре 23±2ºС. Изменения модуля упругости отслеживалось в течение следующих периодов выдержки в аминном отвердителе ХТ-187Б, полученной от компании «Химэкс ЛИМИТЕД»: после 30, 120 дней для ELASTOSIL и PENTA, 30,200 дней для MASAIT. Так же были исследованы не выдержанные образцы каждой марки.

Исследование упруго-деформационных свойств проводилось на динамическом-механическом анализаторе DMA Q800 (TA Instruments) в диапазоне температур до 300°С в широком диапазоне частот. Был выбран режим «растяжения плёнок» с параметрами частоты 1 Гц, амплитуды 15% и скорости нагрева 5 К/мин.

Результаты и обсуждение

ELASTOSIL после выдержки в течении 30 дней заметно изменил свои визуальные характеристики на рис.1: цвет изменился с голубого на тёмно-синий, немного изменилась прозрачность. Что касается механических характеристик, то на протяжении всего периода эксперимента была выявлена зависимость (рис. 2), на которой видно, что до 30 дней модуль упругости увеличивается относительно начального значения на 50%, а после 120 дней модуль уменьшается в сравнении с предыдущим значением на 10%.

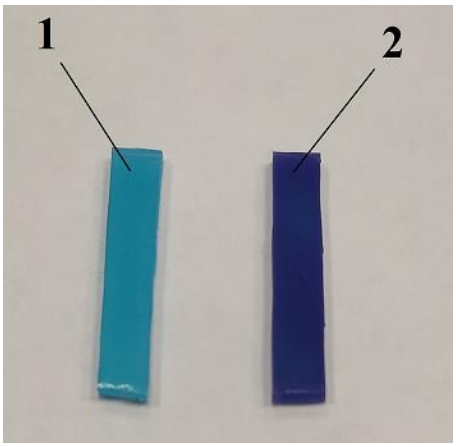


Рисунок 1 – Фотографии образцов ELASTOSIL упругости: 1 – до выдержки в амине, 2 – после 30 дней выдержки

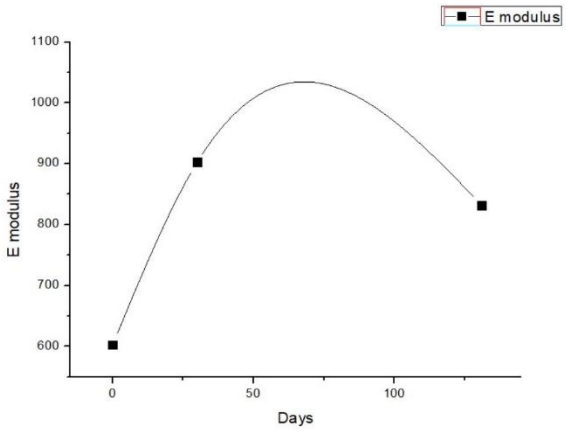


Рисунок 2 – Кривая модуля образцов марки ELASTOSIL

MASAIT после 30 дней выдержки цвет незначительно потемнел (рис. 3). Однако модуль упругости в течение 30 дней увеличился на 195%, по сравнению с начальным значением и уже после 200 дней уменьшился на 25% по отношению к предыдущему (рис. 4).

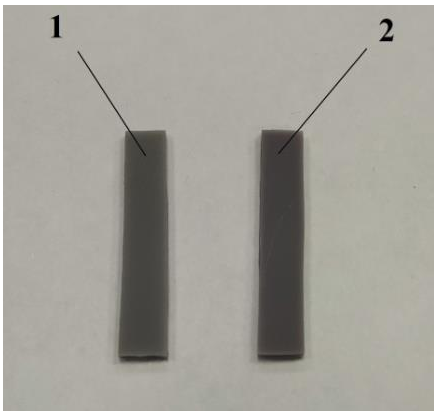


Рисунок 2 – Фотографии образцов MASAIT упругости: 1 – до выдержки в амине, 2 – после 30 дней выдержки

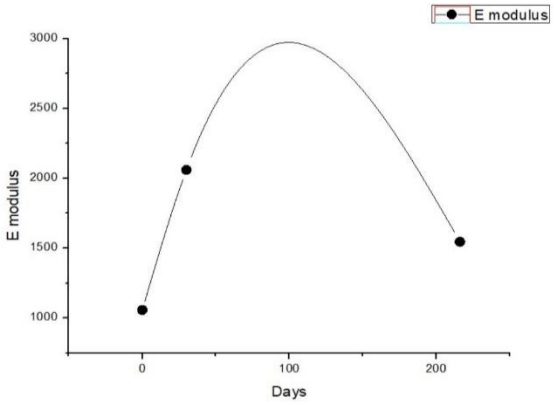


Рисунок 4 – Кривая модуля образцов марки MASAIT

PENTA эластомер у которого, очень сильно уменьшилась прозрачность и изменился цвет, с белого на синий (рис. 5). Касательно графика модуля упругости, можно сделать следующие выводы: значение через 30 дней увеличивается на 30%, а после 120 дней уменьшается незначительно на 3% (рис. 6).

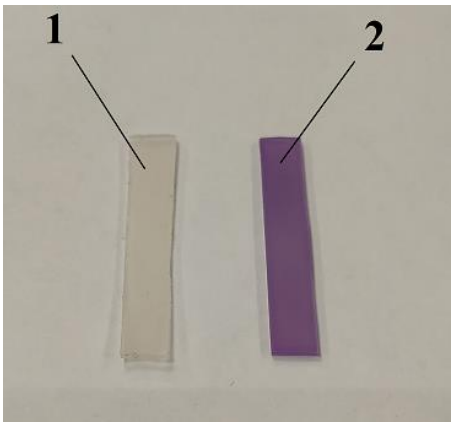


Рисунок 5 – Фотографии образцов PENTA упругости: 1 – до выдержки в амине, 2 – после 30 дней выдержки

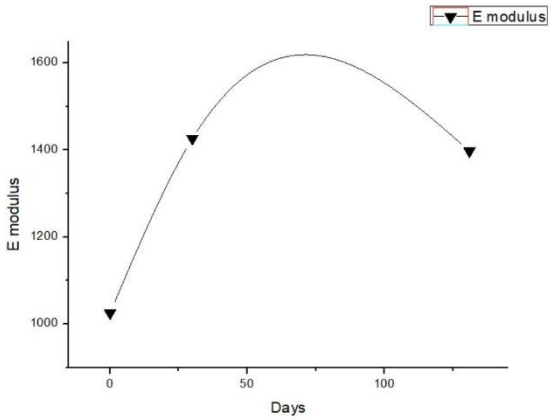


Рисунок 6 – Кривая модуля образцов марки PENTA

На основе данных изменений модуля упругости каждого из образцов была составлена сводная таблица (рис.7).

Таблица 1

Сводная таблица изменения модулей упругости относительно времени выдержки

Марка эластомера	ELASTOSIL		MASAIT		PENTA	
Количество дней	30	120	30	120	30	120
$\Delta E\ mod, \%$	50%	-10%	195%	-25%	30%	-3%

Анализ образцов силиконовой резины марок: ELASTOSIL, MASAIT, PENTA, предварительно выдержанных в аминном отвердителе ХТ-187Б при комнатной температуре 23±2ºС, позволяет сделать следующие заключения.

Условия старения оказывают отрицательное влияние на механические свойства материалов. Модуль упругости увеличился на 38%, 46%, 36%; конечные значения модуля упругости составили 832 МПа, 1545 МПа, 1426 МПа для марок ELASTOSIL, MASAIT, PENTA соответственно. Также если судить по графикам кривых, то можно отметить общую тенденцию у всех марок: начальное увеличение модуля упругости до своего максимума на ранних стадиях старения, а затем его уменьшение. Это может говорить о процессах сшивки в силиконовых эластомерах [3].

Сильным изменениям эластомеры подверглись и с визуальной стороны. Материалы марок ELASTOSIL, PENTA сильно изменили цвет (приобрели синий оттенок) и прозрачность, в следствии длительной экспозиции в аминной среде. Материал марки MASAIT изменил цвет незначительно, при этом прозрачности он не имел.

Вывод

Был изучен процесс термохимического старения силиконовых каучуков марок ELASTOSIL (Wacker Chemie AG (США)), MASAIT (Steinbach AG (Германия)), PENTA (Пента Юнион (Россия)). Исходя из данных можно сказать, что наиболее устойчивым к влиянию термохимического старения является материал марки PENTA (модуль упругости увеличивается на 36%), наименее устойчивым – MASAIT (модуль упругости увеличивается на 46%). ELASTOSIL повышает модуль упругости на 38%. Что касается визуальных изменений после экспозиции в аминной среде наиболее сильно изменили свой цвет и

прозрачность марки ELASTOSIL и PENTA приобрели темно-синий оттенок, а MASAIT практически не изменился.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Jerscow, P. Silicone Elastomers // Rapra Technology Limited. 2001. Volume 12. Report 137.

2. Sima Kashi. Mechanical, Thermal, and Morphological Behavior of Silicone Rubber during Accelerated Aging // Polymer-Plastic Technology and Engineering. 2018. Vol. 57. p. 1687-1696.

3. Sugama, T., Pyatina, T., Redline, E., McElhanon, J., & Blankenship, D.. Degradation of different elastomeric polymers in simulated geothermal environments at 300 °C // Polymer Degradation and Stability. 2015. 120. 328–339.

ANALYSIS OF THE EFFECT OF THERMOCHEMICAL AGING ON THE PROPERTIES OF VACUUM BAG MATERIALS

Ruslan Sabirzyanov

ruslan_mail_r@mail.ru

Supervisor: O. Khamidullin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: This article examines the changes in the mechanical and visual characteristics of silicone elastomers under the influence of high temperatures and the medium of the HT-187B amine hardener. The change in the elastic modulus was monitored in the dynamic-mechanical analyzer DMA Q800 in the "tension: film" mode depending on the aging time. A visual assessment of the material was also made. Thermochemical aging had a negative effect on the mechanical properties and changed the appearance of the material – the color became darker.

УДК 629.7.02

АДАПТИВНОЕ КРЫЛО, ЕГО ПРЕИМУЩЕСТВА И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ

Савинов Д.В.

77sun7788@mail.ru

Научный руководитель: В.И. Халиулин, д.т.н., профессор

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной статье определяется понятие адаптивного крыла. Рассматриваются основные достоинства адаптивного крыла, его конструкционные особенности и возможное техническое решение.

Крыло – одна из основных частей самолета, предназначена для создания аэродинамической подъёмной силы, обеспечивает поперечную устойчивость и поперечную управляемость. Крыло снабжено механизацией, основным назначением которой является улучшение взлетно-посадочных характеристик самолета [1]. Внутренний объем крыла часто используется для размещения топливных баков.

К крылу предъявляется массу требований: аэродинамические требования – крыло должно обладать как можно большими летными данными, иметь высокое аэродинамическое качество, быть устойчивым и управляемым на всех режимах полета; требование прочности – при любом режиме полета сохранять целостность конструкции; крыло должно быть достаточно жестким чтобы не допустить нежелательных вибраций или крутки крыла,

разрушающие конструкцию; конструкция крыла должна быть как можно легче, без ущерба прочим требованиям; должно соблюдаться как можно более простое обслуживание агрегата; быть технологичным [2].

Крыло самолета имеет особый профиль, необходимый для создания подъемной силы, однако для режима взлета и посадки, когда скорость воздушного судна недостаточна, чтобы создавать необходимую подъемную силу, он не оптимален. Кроме того, в полете должно обеспечиваться управление самолетом в пространстве. Для удовлетворения возникающих запросов встает необходимость изменять геометрические характеристики крыла в соответствии с изменяющимися потребностями. Решением этой задачи являются внедрение в конструкцию крыла подвижных, отклоняемых устройств, обтекаемых воздухом, которые расширили бы возможности одного и того же профиля на разных режимах полета. К таким устройствам относятся: рули (элероны), а также механизация (интерцепторы, предкрылки и закрылки). Они обеспечивают потребности самолета в управляемости, но имеют ряд недостатков:

- поскольку элементы механизации не являются единым целом с крылом, то при их отклонении возникают нежелательные щели, ухудшающие аэродинамические свойства крыла [3]. Как следствие, увеличивается расход топлива летательного аппарата для преодоления дополнительного аэродинамического сопротивления;
- щели, возникающие в крыле вследствие отклонения элементов механизации, вызывают сильные вибрации и шум;
- механические приводы, используемые для отклонения классической механизации, сильно утяжеляют конструкцию крыла, а иногда и вовсе выступают за его аэродинамический профиль, создавая дополнительное сопротивление набегающего потока.

Все эти проблемы можно решить, используя крыло адаптивной конструкции. Идея адаптивного крыла заключается в том, чтобы избежать недостатков классического исполнения отклоняемых элементов крыла при улучшении его аэродинамических характеристик в широком спектре режимов полета.

Как и многое в нашем современном мире идея адаптации крыла была позаимствована у живой природы, а именно у птиц – уникальных существ, которые имеют полный контроль над формой своих крыльев. Это позволяет им наиболее эффективно управлять полетом с наименьшими энергетическими затратами. Адаптивность крыла в авиации, следуя этому примеру, стремится к минимуму используемых механических элементов для того, чтобы постепенно уменьшить вес конструкции и улучшить её аэродинамические характеристики и топливную эффективность полета.

Многим может показаться, что адаптивное крыло появилось в наши дни, но это совсем не так. Скручивание является самым первым способом управления аэродинамическими характеристиками крыла. Оно было использован братьями Райт в конструкции их первого самолета Flyer I. Во время полета, крылья из дерева и холста скручивались и изгибались с помощью системы тросов и шкивов, что позволяло управлять самолетом [4].

Адаптация несущей системы самолёта может осуществляться за счёт изменения размаха и стреловидности крыла, а также формы, кривизны и толщины профиля [5]. В рамках данной статьи мы рассмотрим вопрос адаптации крыла за счет изменения кривизны его профиля. Важным отличительным свойством такого крыла является сохранение гладкости его профилей при деформации срединной поверхности.

По результатам продувок профиля адаптивного крыла и профиля крыла с закрылком, совершенным в программной системе Ансис (ANSYS 2019 R3), были составлены графики коэффициента подъемной силы (Cy) от угла отклонения хвостовой части профиля относительно хорды крыла (угол δ), при этом угол атаки профиля был неизменен и равнялся нулю. Результаты расчетов показаны на рисунке 1.

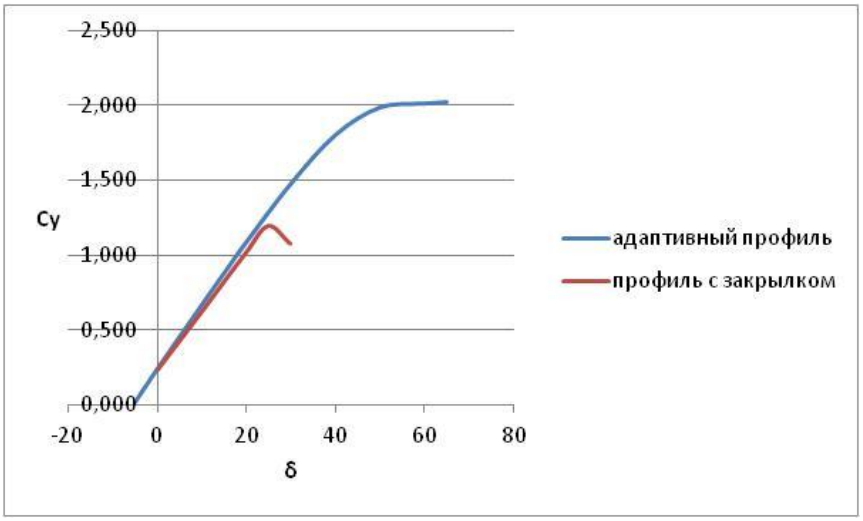


Рисунок 1 - графики коэффициента подъемной силы (Cy) от угла отклонения хвостовой части профиля относительно хорды крыла (угол δ), профиля адаптивного крыла и профиля крыла с закрылком

Также был составлен график зависимости коэффициента подъемной силы (Cy) профиля от коэффициента лобового сопротивления (Cx), представленный на рисунке 2.

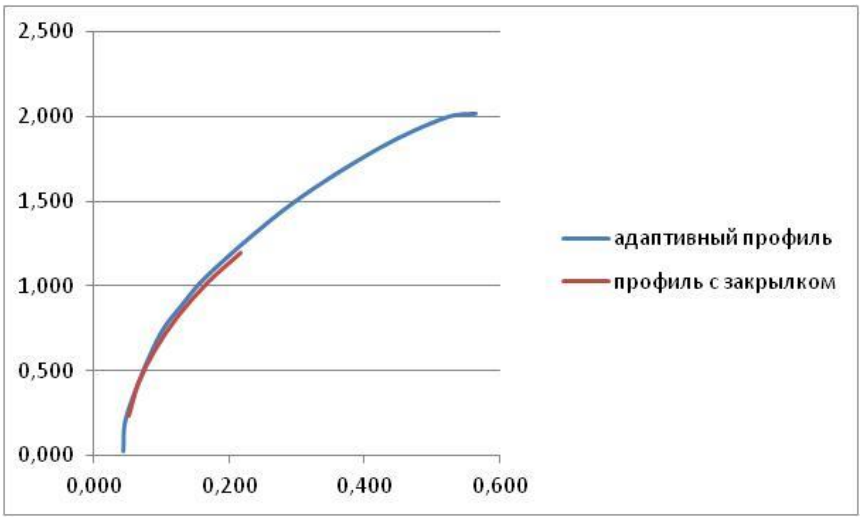


Рисунок 2 - график зависимости коэффициента подъемной силы (Cy) профиля от коэффициента лобового сопротивления (Cx) профиля адаптивного крыла и профиля крыла с закрылком

По данным графикам хорошо видно, что основное преимущества крыла с адаптивным профилем это большие углы, на которые можно отклонить хвостовую часть профиля, избегая срывов потока с профиля. Такое безотрывное обтекание обеспечивает большие приросты коэффициента подъемной силы, что является особо полезным во время взлета и посадки самолета, и полета с низкими скоростями. Также стоит отметить, что графики, до угла отклонения хвостика профиля 15 градусов, практически полностью совпадают, а от 15 до 25 градусов незначительно расходятся. Из вышесказанного следует, что использование адаптивного крыла ведет к большему приросту коэффициента подъемной силы, по сравнению с традиционным крылом с закрылком.

Одна из главных конструкционных проблем адаптивного крыла является значительное изменение длин и кривизны верхней и нижней обшивок во время отклонения хвостовой части крыла. Современные материалы, такие как полимерные композитные материалы, способны гнуться и обеспечить необходимый диапазон изменения кривизны обшивок, без

разрушения конструкции. Но не один известный материал, в условиях полета, не способен так растягиваться и сжиматься, чтобы компенсировать изменения длин обшивок. Чтобы решить эту задачу приходится разрабатывать новые конструкционные схемы крыла.

По одной из таких схем верхняя часть обшивки от носка до хвостика крыла остается неизменной по длине и работает только на изгиб. Нижняя часть обшивки жестко закреплена только на носке крыла, а своим свободным концом вставлена в жесткую хвостовую часть. При увеличении кривизны профиля, верхняя обшивка изгибается, создавая качественную поверхность для обтекания её потоком, а нижняя часть обшивки так же изгибается, только весь «лишний» материал уводит в хвостовую часть. У данной конструкции есть значительный недостаток, что в месте соприкосновения хвостовой части крыла с нижней обшивкой образуется ступенька и щель, которые ухудшают аэродинамику нижней части поверхности крыла.

С развитием вычислительных технологий, открытие новых материалов, углубление познания в вопросах прочности и аэрогидродинамики, увеличением спроса на авиа-перелеты, а, следовательно, увеличение требований предъявляемым к самим самолетам, идеи реализации адоптивного крыла становятся все более актуальными. В настоящее время ещё предстоит решить немало проблем в этой сфере, и кто знает, каким будет облик самолета через несколько лет, но я верю, что адаптивное крыло станет неотъемлемой частью самолета будущего.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Механизация крыла [Электронный ресурс]: Википедия. Свободная энциклопедия. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Механизация_крыла– (Дата обращения: 05.09.2021).

2. Гребеньков О.А. Конструкция самолетов // Казанский государственный технологический университет. Казань. 1999. С. 7-9.

3. Самолеты с адаптивным крылом – фантастика или реальность [Электронный ресурс]: Aviadrive. – Режим доступа: https://aviadrive.ru/posts/4963/. – (Дата обращения: 05.09.2021).

4. A new twist on airplane wing design [Электронный ресурс]: Massachusetts Institute of Technology. – Режим доступа: https://news.mit.edu/2016/morphing-airplane-wing-design-1103. – (Дата обращения: 6.09.2021).

5. Адаптивное управляемое крыло [Электронный ресурс]: Википедия. Свободная энциклопедия. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Адаптивное управляемое крыло – (Дата обращения: 6.09.2021).

ADAPTIVE WING, ITS ADVANTAGES AND DESIGN FEATURES

Savinov D.

77sun7788@mail.ru

Supervisors: V. Khaliulin, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This article defines the concept of an adaptive wing. The main advantages of the adaptive wing, its structural features and a possible technical solution are considered.

УДК 621.7

ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ НА ДИНАМИЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕНТ ВЯЗКОСТИ

Салина М.С.
2707fm@mail.ru
Научный руководитель: Ю.П. Катаев, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Рассматривается зависимость динамического коэффициента вязкости от величины давления. На основании экспериментальных данных определяются аналитические зависимости изменения коэффициента вязкости от относительного давления для ряда углеводородных жидкостей и спирта.

При высокоскоростных процесса штамповки деталей летательных аппаратов из высокопрочных материалов используется энергия взрыва, энергия электромагнитного поля высокой напряженности.

Вязкие жидкости, используемые в этих устройствах, подверженные высокому давлению, изменяют свои физические свойства, в частности, изменяется их плотность и динамический коэффициент вязкости .

По исследованиям Бриджмена [1,2] при давлении в 300 МПа большинство вязких жидкостей затвердевает даже при температуре 25÷30°С. Для иллюстрации в таблице 1 приведены давления, при которых происходит затвердевание ряда жидкостей.

Таблица 1

Давление затвердевания простых жидкостей

Жидкость	Химическая формула	Давление затвердевания жидкости, МПа
Метиловый спирт	CH_3OH	3000
Этиловый спирт	C_2H_5OH	1900
Пентан	C_5H_{12}	3000
Ртуть	Hg	760
Керосин	смесь жидких углеводородов (от С8 до С15) с температурой кипения 150—250 °С	400
Минеральные масла	смеси высококипящих (высокомолекулярных) углеводородов (температура кипения 300—600 °С)	210

Из этой таблицы видно, что давление затвердевания тем ниже, чем выше температура кипения жидких углеводородов.

В таблице 2 приведены экспериментальные значения динамического коэффициента вязкости η простых жидкостей при различных давлениях при температуре 30 °С [1].

Таблица 2

Динамический коэффициент вязкости η•106 Па при различных давлениях

Давление, МПа / Жидкость	0,1	50	100	500	1000
Пентан (C_5H_{12})	220	334	454	2100	9070
Бензол (C_6H_6)	564	840	1250	-	-
Декан ($C_{10}H_{22}$)	634	969	1440	10300	-
Бутиловый спирт (C_4H_9OH)	2300	3440	4820	29800	188000
Амиловый спирт ($C_5H_{11}OH$)	2990	4610	6560	53700	436000
Олеиновая кислота ($C_{17}H_{33}CO_2H$)	25600	51800	105000	-	-

Из этой таблицы видно, что чем выше молекулярный вес жидкости, тем в большей степени возрастает динамический коэффициент вязкости с возрастанием давления. При давлении $p = 1000$ МПа динамический коэффициент вязкости, например, для амилового спирта, увеличивается в 146 раз. Однако даже незначительное изменение динамического коэффициента вязкости приводит к изменению качества композиционного материала при нанесении на ткань полимерной смолы[3].

Зависимость динамического коэффициента вязкости от величины давления можно представить степенным законом:

$$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [k(\bar{p} - 1)]^m, \text{ где } \bar{p} = \frac{p}{p_0}, \qquad 1)$$

η – коэффициент вязкости при давлении p,

η_0– коэффициент вязкости при атмосферном давлении, равном $p_0 = 0{,}1$МПа,

k,m – безразмерные эмпирические константы.

Для определения констант k и m необходимо иметь значения коэффициентов вязкости η_1 и η_2 при относительных давлениях $\bar{p}_1$, $\bar{p}_2$:

$$m = \frac{ln\frac{\eta_1 - \eta_0}{\eta_2 - \eta_0}}{ln\frac{\bar{p}_1 - 1}{\bar{p}_2 - 1}}, \quad k = \frac{1}{\bar{p}_1 - 1}\left(\frac{\eta_1}{\eta_0} - 1\right)^{1/m}. \qquad 2)$$

С учетом соотношений (1) и (2), определены уравнения, устанавливающие зависимость динамического коэффициента вязкости от величины давления в широком диапазоне его изменения для ряда жидкостей. Уравнения сведены в таблицу 3.

Таблица 3

Расчетные уравнения для определения динамического коэффициента вязкости с изменением давления для простых жидкостей

Жидкость	Формула
Пентан	$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [1{,}04 \cdot 10^{-3}(\bar{p} - 1)]^{1{,}6}$
Бензол	$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [1{,}16 \cdot 10^{-3}(\bar{p} - 1)]^{1{,}3}$
Декан	$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [1{,}21 \cdot 10^{-3}(\bar{p} - 1)]^{1{,}3}$
Бутиловый спирт	$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [1{,}05 \cdot 10^{-3}(\bar{p} - 1)]^{1{,}9}$
Амиловый спирт	$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [1{,}09 \cdot 10^{-3}(\bar{p} - 1)]^{2{,}1}$
Олеиновая кислота	$\frac{\eta}{\eta_0} = 1 + [2{,}03 \cdot 10^{-3}(\bar{p} - 1)]^{1{,}6}$а

По уравнениям, приведенным в таблице 3, на рисунках 1 и 2 построены графики зависимости динамического коэффициента вязкости от величины давления и приведено сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициента вязкости для рассмотренных жидкостей, определяемых величиной давления.

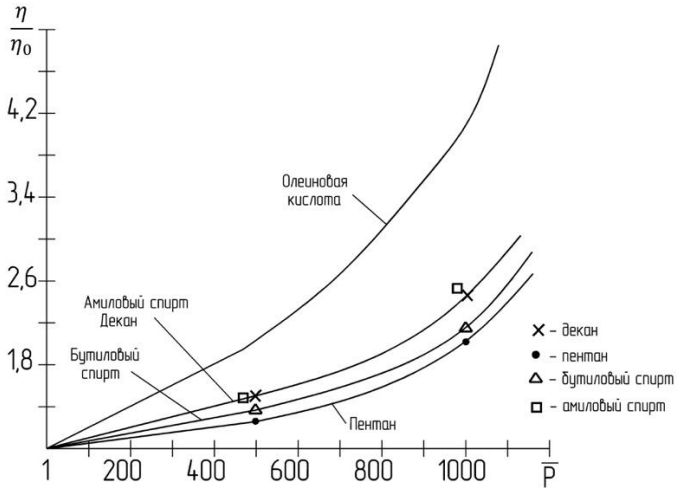


Рисунок 1 – Расчетные и экспериментальные значения (изображено символами) относительного коэффициента вязкости в зависимости от низкого относительного давления для ряда жидкостей (∗ - декан, · - пентан, Δ - бутиловый спирт, □ – амиловый спирт)

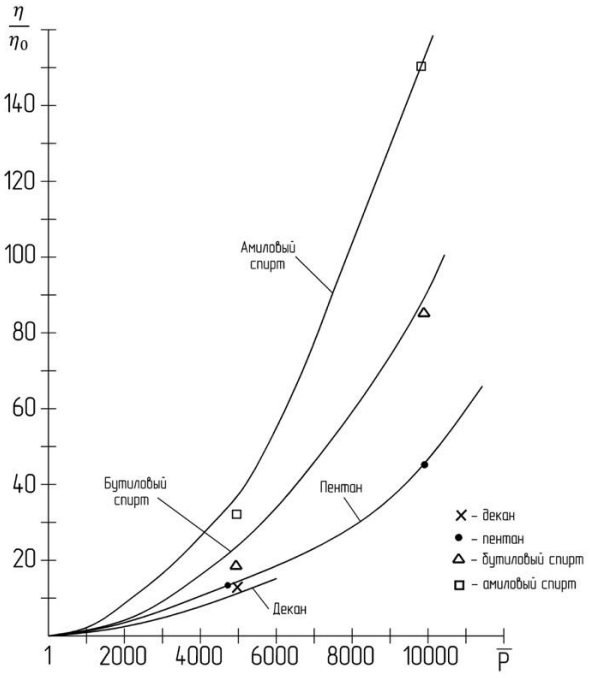


Рисунок 2 – Расчетные и экспериментальные значения (изображено символами) относительного коэффициента вязкости в зависимости от высокого относительного давления для ряда жидкостей (* - декан, · - пентан, Δ - бутиловый спирт, □ – амиловый спирт)

Сравнение расчетных и экспериментальных значений показывает их удовлетворительное совпадение. Таким образом, расчетные уравнения, определяющие

зависимость динамического коэффициента вязкости от давления, полученные при малых давлениях, с достаточной точностью могут экстраполироваться на диапазон высоких давлений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Реология / под ред. Ф. Эйриха., М:Изд-во Иностр. лит-ры, 1962., - 825 с.

2. Рейнер, М. . Реология / М. Рейнер. – М: Наука, 1965. – 224 с.

3. Салина, М. С. Определение давления при пропитке ткани связующим полимером / М. С. Салина, Ю. П. Катаев // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника.- 2015.-№ 1.-С. 106-108.

PRESSURE EFFECT ON DYNAMIC VISCOSITY COEFFICIENT

Salina M.S.

2707fm@mail.ru

Supervisor Yu.P. Kataev, Doctor of Technical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The dependence of the dynamic viscosity coefficient on the pressure value is considered. Based on the experimental data, the analytical dependences of the change in the viscosity coefficient on the relative pressure for a number of hydrocarbon liquids and alcohol are determined.

УДК 541.64:66.095.26

ПОЛИУРЕТАНОВЫЕ ИОНОМЕРЫ НА ОСНОВЕ ФОСФОРОРГАНИЧЕСИХ СОЕДИНЕНИЙ В КАЧЕСТВЕ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ

Салихов А.А., Кузьмина В.Е.

kvika1711@mail.ru

Научный руководитель Р.С. Давлетбаев, д.х.н., профессор

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: Исследованы полиуретановые иономеры где в качестве разветвлённой полиольной основы для их синтеза использованы аминоэфиры *орто*-фосфорной кислоты (АЭФК). Установлено, что иономерная природа полиуретанов, получаемых на основе АЭФК является причиной высоких физико-механических и адгезионных характеристик АЭФК-ПУ. Покрытия проявляют высокие значения масло-бензостойкости, практически не набухая в минеральном масле и уайт-спирите в течение одного месяца, проявляют высокую стойкость к воздействию агрессивных сред и коррозионную стойкость.

Полиуретаны охватывают широкий диапазон материалов, проявляющих различные физические и механические свойства, что делает их полезными для различных применений, таких как, например, эластомеры или биоматериалы. Введение ионных групп в основную цепь полиуретана открывает путь для новых применений, где ионные группы могут действовать как сшивающие агенты, которые значительно изменяют механические и термические свойства материалов [1-2].

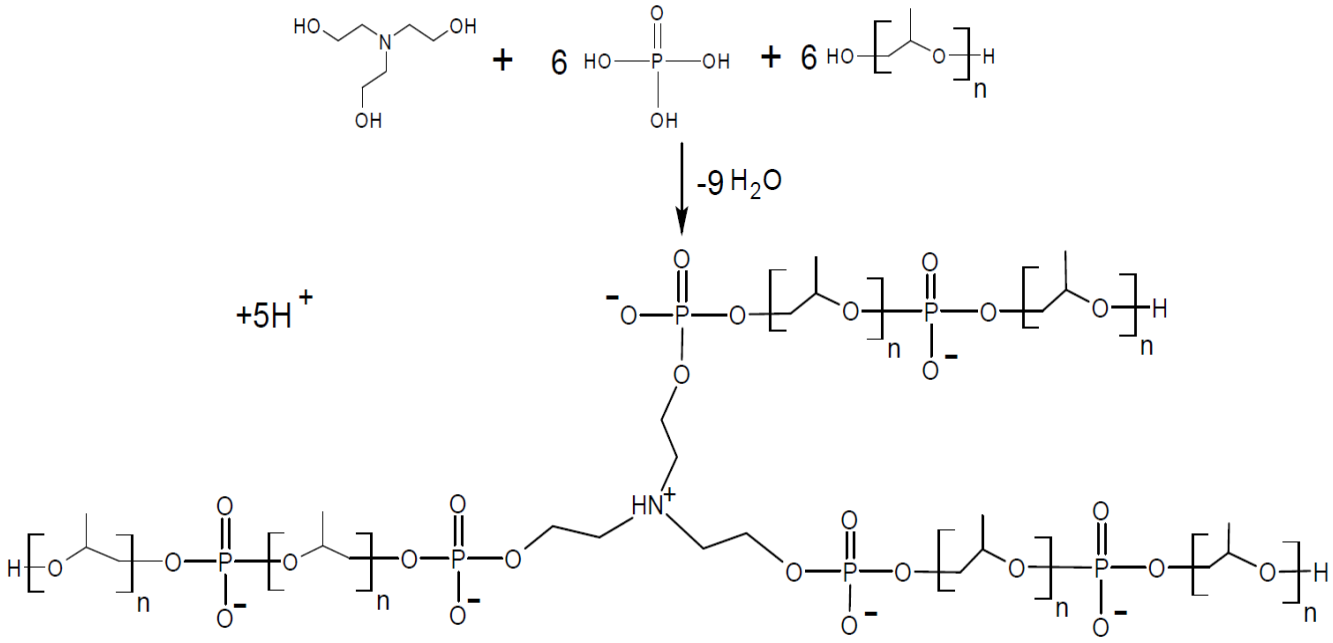


Рисунок 1. Схема формирования аминоэфира *орто*-фосфорной кислоты

В данной работе изучена этерификация *орто*-фосфорной кислоты триэтаноламином и полиоксипропиленгликолем. Реакционный процесс сопровождается образованием терминированных гидроксильными группами разветвлённых аминоэфиров *орто*-фосфорной кислоты (АЭФК) [2]. Было установлено, что при получении АЭФК с использованием триэтаноламина в качестве катализатора и центра ветвления, происходит образование разветвленного соединения, в котором вследствие неполной этерификации *орто*-фосфорной кислоты присутствуют фосфат-анионы в окружении протонов (рис. 1)

В случае использования триэтиламина в качестве катализатора этерификации *орто*-фосфорной кислоты реакция идет до образования полифосфатов. В итоге такие эфиры *орто*-фосфорной кислоты и полиуретаны на их основе не проявляют свойства ономеров.

Полиуретановые ономеры, полученные на основе АЭФК, изучены в качестве защитных покрытий. Показано, что такие полиуретаны проявляют высокие диэлектрические свойства, высокую адгезию к металлическим поверхностям и придают высокую коррозионную устойчивость.

Полученые полимерные двухкомпонентные лакокрасочные материалы на основе аминоэфиров фосфорной кислоты и полиизоцианатов (ФЛКМ) [3].

Адгезионные характеристики измерялись с использованием прибора ПСО-10МГ4С, предназначенного для контроля прочности сцепления керамической плитки, фактурных покрытий, штукатурки, защитных, лакокрасочных покрытий с основанием, методом нормального отрыва.

Адгезионные характеристики с увеличением содержания нелетучих веществ в ЛКМ резко увеличиваются, например, изменение сухого остатка от 40 до 50% является причиной увеличения адгезии от 1,46 до 2,07 МПа, а для покрытия, полученного без использования растворителя, достигает уже 7,7 МПа. Помимо определения адгезии покрытия методом нормального отрыва, адгезия была определена методом решетчатого надреза. После выполнения данного вида испытания было определено: адгезия в соответствии с 6-балльной классификацией оценки результатов составляет 0 балл.

Твердость образцов покрытия определяли по карандашу (для этой цели использовали карандаши производства KOH-I-NOOR) она соответствует «В».

Прочность покрытий при ударе для покрытия, нанесенного на пластинку из алюминиевого сплава при прямом и обратном ударе составил 50 см (максимальная высота подъема груза для прибора У1-А – 50 см) (рис.3.5 и 3.6); для стальной пластинки прочность при прямом и обратном ударе так же составила 50 см.

В соответствии с ГОСТ 52740-2007 было проведено испытание прочности лакокрасочного покрытия к растрескиванию и/или отслаиванию от металлической окрашенной поверхности при изгибе вокруг цилиндрического стержня в стандартных условиях. Было установлено, что для образца 1 с толщиной 0,15 мм при диаметре стержня 1 мм (самый маленький диаметр стержня) растрескивания и отслаивания после изгиба образца не обнаружено. Для образца 2 (нержавеющая сталь) толщиной 2 мм при диаметре стержня 2 мм, трещин и отслаивания не так же не обнаружено.

Результаты испытания, позволяют утверждать, что разработанное покрытие имеет не только высокую эластичность, но высокий показатель адгезионной прочности к поверхности металлического образца.

Полученные полиуретановые материалы проявляют высокую устойчивость к воздействию масел и предельных углеводородов (табл. 1). Полиуретановые покрытия проявляют также удовлетворительную водостойкость.

Коррозионную стойкость АЭФК-6-ПУ исследовали путём выдерживания на первом этапе в 10% растворе NaOH при 60℃ в течение 8 часов, и дальнейшего выдерживания на 2-ом этапе при 20 ℃ в течение 16 часов (ГОСТ 9.407) и после выдерживания на первом этапе в 5% растворе HCl при 60 ℃ в течение 8 часов, и дальнейшего выдерживания на 2-ом этапе при 20 ℃ в течение 16 часов (ГОСТ 9.407) наблюдается отсутствие пузырей, растрескивания, отслаивания и коррозии.

Таблица 1

Предельные значения водопоглощения (мас.%) и набухания мас.%) образцов АЭФК-6-ПУ в различных средах.

среда	**1 час**	**2 часа**	**1 месяц**
Ацетон	21,5	24,5	29,0
Толуол	9,3	12,7	18,5
Вода	0,3	0,5	1,0
Бензин	0,1	0,2	0,5
Уайт-спирит	0,0	0,1	0,3
Минеральное масло	0,0	0,2	0,3

Таким образом, иономерная природа полиуретанов, получаемых на основе АЭФК является причиной высоких физико-механических и адгезионных характеристик АЭФК-ПУ. Покрытия проявляют высокие значения масло-бензостойкости, практически не набухая в минеральном масле и уайт-спирите в течение одного месяца, проявляют высокую стойкость к воздействию агрессивных сред и коррозионную стойкость.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Jaudouin, O. Ionomer-based polyurethanes: a comparative study of properties and applications / O. Jaudouin, J.-J.Robin, J.-M.Lopez-Cuesta, D. Perrin, C. Imbert // Polymer Int. – 2012. – Vol. 61. -P. 495–510.

2. Davletbaeva, I.M. Polyurethane ionomers based on amino ethers of orto-phosphoric acid / I.M. Davletbaeva, O.O. Sazonov, A.R. Fazlyev, R.S. Davletbaev, S.V. Efimov, V. V. Klochkov // RSC Advances. – 2019. – Vol. 9. – No. 32. – P. 18599-18608.

3. Сазонов О.О., Дулмаев С.Э., Коробкина А.А., Давлетбаева И.М. Исследование защитных полиуретановых покрытий на основе гиперразветвленных иономерных полилов.

Открытый конкурс-конференция научно-исследовательских работ по химии элементоорганических соединений и полимеров «ИНЭОС OPEN CUP- Москва». Москва. – 2018. - 290-291 с.

POLYURETHANE IONOMERS BASED ON ORGANOPHOSPHORUS COMPOUNDS AS PROTECTIVE COATINGS

Salikhov A., Kuzmina V.
kvika1711@mail.ru
Supervisor: R. Davletbayev, Doctor of Chemical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: Polyurethane ionomers have been investigated where aminoethers of orthophosphoric acid (AEPA) are used as a branched polyol base for their synthesis. It has been established that the ionomeric nature of polyurethanes obtained on the basis of AEPA is the reason for the high physicomechanical and adhesion characteristics of AEPA-PU. The coatings show high values of oil and petrol resistance, practically without swelling in mineral oil and white spirit for one month, show high resistance to aggressive media and corrosion resistance.

УДК: 673

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ ГТД С ПОВЫШЕННОЙ НАРАБОТКОЙ

Самойлова А.С.
anyasamoylova2000@mail.ru
Научный руководитель: Ф.Н. Куртаева, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: Были систематизированы виды повреждений рабочих лопаток свободной турбины ГТД в зависимости от срока службы.

Свободная турбина ГТД предназначена для преобразования энергии газового потока в механическую энергию вращения роторов турбин. Рабочие лопатки агрегата свободной турбины являются важными деталями ГТД. Они обеспечивают преобразование части энергии газа в энергию вращения компрессора. Каждые 10тыс. часов лопатки подвергаются межресурсному ремонту. Для выявления дефектов и повреждений проводят визуальный осмотр, испытания механических свойств и длительной прочности и микроструктурный анализ.

Объектом исследования были лопатки ГТД со сроком наработки 95473часа, снятого с эксплуатации в 2020 году. В двигателе обнаружена лопатка с усталостью, которая послужила причиной поломки всего колеса рабочих лопаток свободной турбины. Подобные явления нетипичны для лопаток свободной турбины. Вследствие чего, согласно техническому заданию было проведено металлургическое исследование всего комплекта лопаток, в котором было выполнено: визуальный осмотр и под бинокуляром фотографирование, анализ изломов, микроисследование, испытание механических свойств, спектральный анализ.

В изломе (рисунок 1) лопатки отмечается две зоны развития, отличающихся строением и цветами окисления.

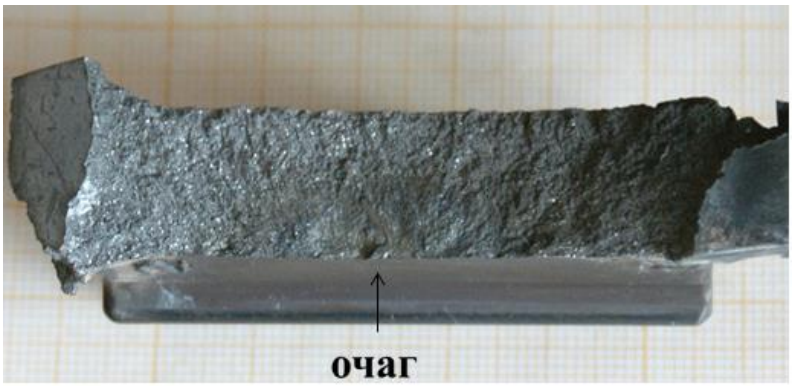


Рисунок 1 – Излом рабочей лопатки свободной турбины в двигателе АСТ-282008
1-я зона - усталостного разрушения, окислена до золотисто-коричневого цвета.
2-я зона - зона долома. Излом статический, зеренного строения.
Имеется окисление до темно-серого цвета.

Вследствие обнаружения проявления усталости металла, был поставлен вопрос об уменьшения срока эксплуатации рабочих лопаток свободной турбины ГТД. Однако, осмотром сохранившихся изломов остальных лопаток комплекта установлено, что разрушения имеют статический характер, зернистое строение. Поверхности изломов большинства лопаток частично забиты и покрыты отложениями в виде окислов. Металлургических дефектов на сохранившихся участках изломов нет.

Для сбора статистических данных в целях подтверждения пригодности к эксплуатации рабочих лопаток свободной турбины с повышенной наработкой, было принято решение испытывать рабочие лопатки свободной турбины с повышенным сроком наработки 70000-90000 часов, снятые с 17-20 двигателей. Поставлена задача проанализировать наличие или отсутствие изменений микроструктуры, длительной прочности и механических свойств от эксплуатационных воздействий в зависимости от наработки.

Механические испытания проводились на образцах диаметром 5мм, изготовленных из замка лопатки. По результатам испытаний установлено, что между механическими свойствами и наработкой определенная закономерность не прослеживается.

Был проведен микроструктурный анализ на растровом микроскопе. Образцы были изготовлены их замковой части и пера лопатки. Микроструктура всех лопаток аналогична и представлена γ-твердым раствором, частицами эвтектической γ/γ′-фазы кубической формы, карбидными частицами по границам зерен (рисунок 2).

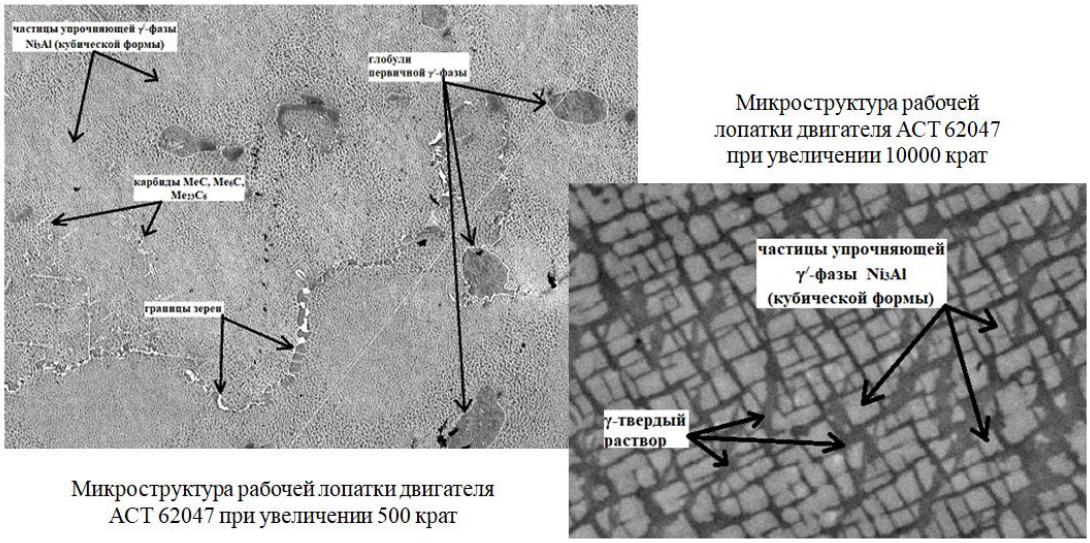


Рисунок 2 – Микроструктура рабочей лопатки

Признаков воздействия высоких температур и деградации материала не наблюдается, что подтверждает удовлетворительное качество материала.

По результатам макро- и микроструктурных исследований и механических испытаний рабочих лопаток свободной турбины, было установлено, что усталостные изменения структуры и свойств металла отсутствуют. Установлено, что основные виды дефектов рабочих лопаток свободной турбины, как при малом времени наработки, так и при большом времени наработки, являются различные забоины при попадании посторонних предметов. А разрушение от усталости лопатки инд. № М9660-1 двигателя АСТ-63059 рассмотренное выше является нетипичным случаем. Так как данные лопатки не несут высоких эксплуатационных нагрузок и работают при относительно невысокой температуре.

Таким образом, можно утверждать, что качество материала лопаток с наработкой свыше 70000 часов обеспечивает дальнейшую пригодность в эксплуатации с необходимостью последующего переконтроля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Фридман Я.Б., Гордеева Т.А., Зайцев А.М. Строение и анализ изломов металла. – М. Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1960. – С.98.

2. Гордеева Т.А., Жегина И.П. Анализ изломов при оценке надежности материалов. – М. Машиностроение,1978. – С.72.

3. Герасимова, Л. П. Изломы конструкционных сталей – М.: Металлургия, 1987. – С.272.

4. Сметанин, В. И. Диагностика дефектов, разрушений и брака на машиностроительном предприятии: монография – Старый Оскол: ТНТ, 2012. – С.192.

5. Дмитриева Х.П., Черепова Т.С., Духота О.И., Нычипоренко В.И. Исследование свойств спеченных сплавов на основе ЖС32-ВИ с карбидом титана в порошковой металлургии и металлокерамике. 2018. - С.664-669. - URL: https://link.springer.com/article/10.1007/s11106-018-9941-9

INVESTIGATION OF THE ROTOR BLADES OF A FREE TURBINE OF A GAS-TURBINE ENGINE WITH INCREASED OPERATING TIME

Samoilova A.

anyasamoylova2000@mail.ru

Supervisor: F. Kurtaeva, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The types of damage to the rotor blades of a free turbine of a gas-turbine engine were systematized, depending on the service life.

УДК 67.02

ИЗГОТОВЛЕНИЕ КОНСОЛИДИРОВАННЫХ ПЛАСТИН НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ

Сафин А.Р.
artem.safin.1999@gmail.com
Научный руководитель: Л.М. Амирова, д.х.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г. Казань)

В исследовании рассматривался технологический процесс получения консолидированных пластин на основе термопластичного связующего, а также оптимизация параметров данного процесса с помощью ДСК и ротационного реометра.

1. Введение

Современные термопластичные композиты представляют большой интерес для решения новых задач в аэрокосмической промышленности. Термопласты обладают рядом важных преимуществ перед термореактивными пластиками, такими как лучшая ударная вязкость и устойчивость к повреждениям, быстрый цикл изготовления и возможность сборки каркасов путем сварки [1, 2].

Полимерные композиты широко используются в качестве конструкционных материалов благодаря своим превосходным механическим свойствам, обеспечиваемым хорошим соотношением между прочной матрицей и высокопрочным армированием. Это соотношение охватывает качество адгезии волокна/матрицы и консолидацию композита. В случае традиционных композитов адгезия между волокном и матрицей обычно слабая из-за разницы полярностей между волокном и матрицей. Качество уплотнения характеризует смачивание волокон и содержание пустот в композите. Хорошее уплотнение означает минимальное количество пустот между арматурой и матрицей, то есть отличное смачивание [3].

Консолидация композитов из непрерывных волокон включает в себя два важных процесса: 1) течение смолы через пористую среду и 2) упругую деформацию волокна. Неотвержденный композит можно моделировать как пористую нелинейно-упругую среду, заполненную вязкой жидкостью. Когда к плоскому ламинату этого типа прикладывается давление, оно должно разделяться как смолой, так и волокнистой структурой [4, 5]. В термопластах акцент смещается с контроля химического состава на контроль реологии [6].

Качество препрега может существенно повлиять на механические характеристики композита. Существует несколько способ консолидации, которые требуют подробного и тщательного рассмотрения. Например, автоматическая укладка ленты и автоматическая укладка волокон - две основные технологии, которые сегодня используются для производства передовых композитных ламинатов из однонаправленных препрегов. Автоматическая укладка ленты используется для нанесения широкой ленты препрега на поверхность с автоматическим удалением основы слоя. Скорость укладки, температуру ленты, скорость и натяжение ленты можно контролировать во время укладки. Автоматическая укладка волокон похожа на автоматическую укладку ленты, но использует полосу из узких ломтиков препрега, которые коллимируются на головке и затем доставляются вместе [7].

Другим способом консолидации является ламинирование с помощью лазерного оборудования. Было продемонстрировано [8], что процесс закрепления в режиме онлайн с помощью лазера ленты из термопластичного препрега возможен для производства высококачественных композитных деталей. Это аддитивный процесс ламинирования полусвободной формы, в котором слои препрега сочетаются во время классической операции наматывания нити с применением тепла плавления с помощью лазерного луча.

Оперативное ламинирование снижает коробление волокна и остаточные напряжения внутри композитной детали.

Еще одним из способов получения консолидированных пластин является горячая прессовка, которая включает предварительное вакуумирование последовательно уложенных слоев для образования первичной связи между арматурой и матрицей [9].

2. Технологический процесс изготовления консолидированных пластин

Наиболее простым, дешевым способом получения консолидированных пластин на основе углеродной ткани и термопластичного связующего является горячая прессовка с предварительным вакуумированием.

Основная процедура изготовления углепластика заключается в следующем. Углеродная ткань, разрезанная на квадратные листы, зажимается между полипропиленовыми пленками. Игольчатым валиком предварительно делаются отверстия в полипропиленовой пленке, в дальнейшем это приводит к образованию каналов удаления воздуха. Затем стопка укладывается на алюминиевую пластину. Далее собирается технологический пакет: укладывается перфорированная тефлоновая пленка, дренажная ткань, вакуумная пленка. Собранный пакет вакуумируется, что необходимо для удаления воздуха из ткани, и помещается в сушильный шкаф, нагревается до 220°С и выдерживается 20 минут, с последующим охлаждением. Это позволяется провести предварительную формовку и образовать необходимую степень пропитки для последующей консолидации. Изъятая предварительно отформованная пластина помещается в алюминиевую оснастку, а далее в пневматический или гидравлический пресс и подвергается горячему прессованию при давлении 10 атм и температуре 200°С для полного пропитывания ткани полипропиленом и обеспечения необходимой степени консолидации. Выдержка составляет 10 минут. После алюминиевая оснастка охлаждается при том же давлении, чтобы избежать появления внутренних напряжений, и вынимается.

Полученная консолидированная пластина является готовым и целостным изделием, которая может быть переработана в образцы для испытаний на определение входных параметров при моделировании, а также может перерабатываться в другие детали таким способом как термоформование.

3. Объекты исследования

В данной работе объектами исследования являются углеродная ткань и полипропилен. В качестве армирующего материала была выбрана углеродная ткань фирмы Umatex UWB-3K-TWILL 2/2-200-100, а в качестве матрицы использовался полипропилен марки PP01030.

4. Методы исследования

Для оптимизации параметров изготовления консолидированных пластин на основе углеродной ткани и термопластичного связующего были проведены исследования на дифференциальном сканирующем калориметре DSC 204 F1 Phoenix и на ротационном реометре «RheoStress 6000» («Thermo Haake»). Испытание на реометре проводилось в режиме осцилляции и диапазоне частот 0,03-100 Гц в измерительной системе «плоскость-плоскость».

5. Результаты

В результате исследования с помощью дифференциального сканирующего калориметра была получена температура плавления, а также с помощью реометра была определена вязкость выше температуры плавления, что позволяет нам определить оптимальную температуру переработки материалов в консолидированные пластины.

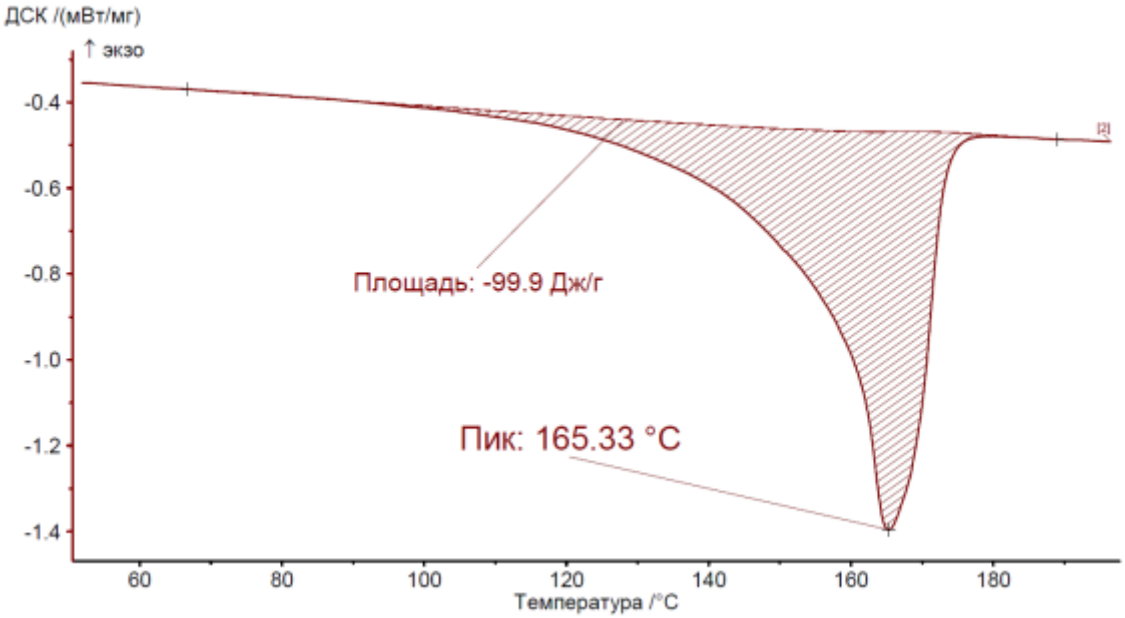


Рисунок 1. Термограмма ДСК материала PP01030

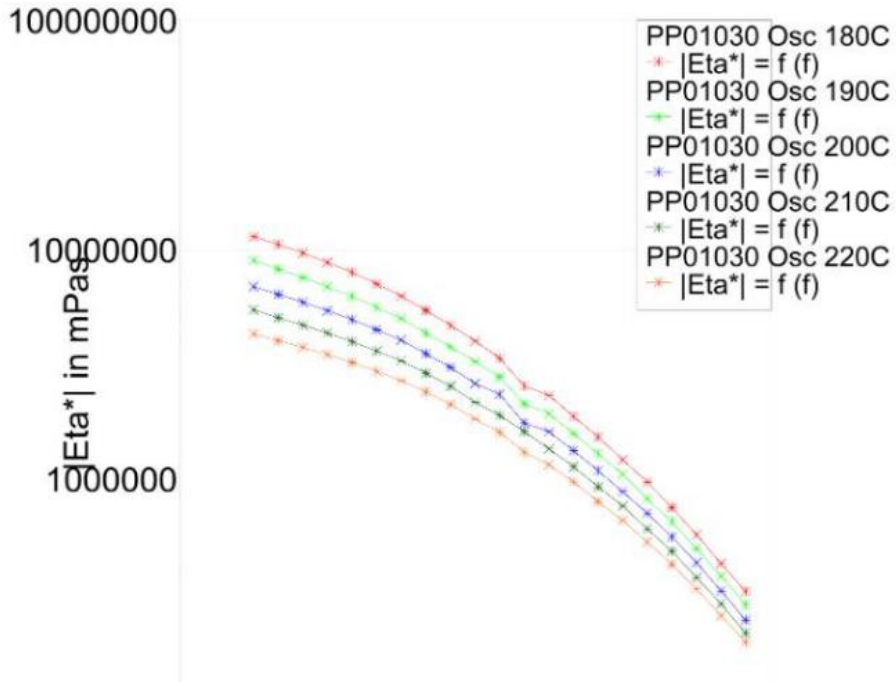


Рисунок 2. Частотные зависимости
вязкости материала PP01030 при различных температурах

Оптимальная температура переработки в нашем случае составила 200°C.

Также с помощью дифференциального сканирующего калориметра была получена зависимость теплоемкости полипропилена от температуры, на основе которой было определено время необходимое для прогрева материала, с учетом теплоемкости оснастки и углеродной ткани. Время выдержки консолидированной пластины при температуре и давлении в 10 атм определялось экспериментальным путем и составило 10 минут.

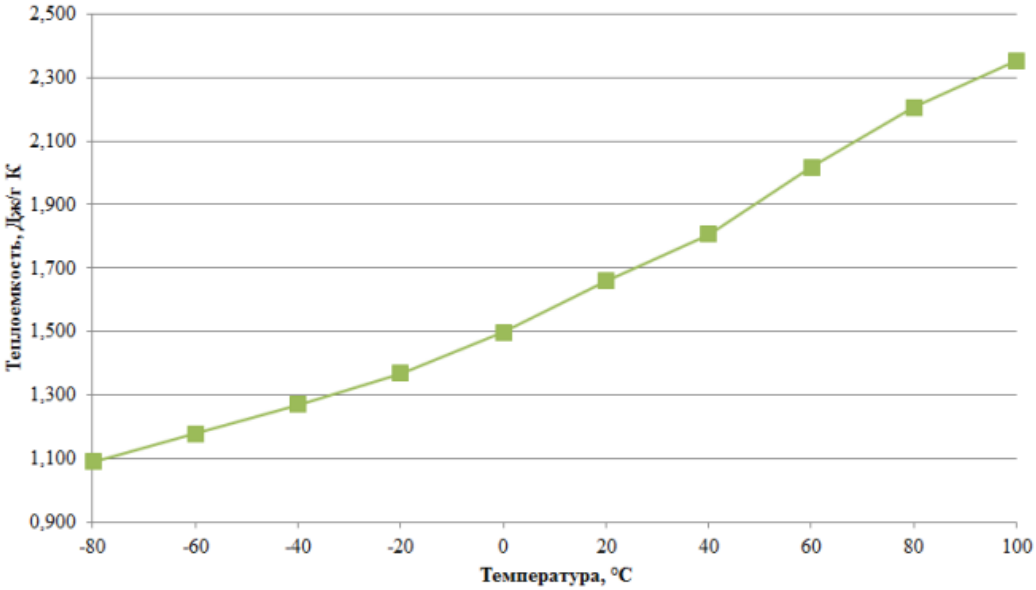


Рисунок 3. Зависимость теплоемкости PP01030 от температуры

6. Заключение

В ходе исследования с помощью ДСК и реометра были оптимизированы параметры изготовления консолидированных пластин на основе углеродной ткани и полипропилена. Также был предложен технологический процесс изготовления ламинатов на основе термопластичных пленочных связующих, которые в дальнейшем могут быть испытаны для определения входных параметров при моделировании термоформования и переработаны в изделия этим способом формования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Fernández I., Blas F., Frövel M. Autoclave forming of thermoplastic composite parts // Journal of Materials Processing Technology. – 2003. – Т. 143. – С. 266-269.

2. Akkerman R., Haanappel S. P. 6 - Thermoplastic composites manufacturing by thermoforming // Advances in Composites Manufacturing and Process Design / Boisse P.Woodhead Publishing, 2015. – С. 111-129.

3. Bárány T., Izer A., Czigány T. On consolidation of self-reinforced polypropylene composites // Plastics, rubber and composites. – 2006. – Т. 35, № 9. – С. 375-379.

4. Gutowski T. G., Cai Z., Bauer S., Boucher D., Kingery J., Wineman S. Consolidation experiments for laminate composites // Journal of Composite Materials. – 1987. – Т. 21, № 7. – С. 650-669.

5. Gutowski T. G., Morigaki T., Cai Z. The consolidation of laminate composites // Journal of Composite Materials. – 1987. – Т. 21, № 2. – С. 172-188.

6. Chang I., Lees J. Recent development in thermoplastic composites: a review of matrix systems and processing methods // Journal of thermoplastic composite materials. – 1988. – Т. 1, № 3. – С. 277-296.

7. Dirk H.-J. L., Ward C., Potter K. D. The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future // Composites Part B: Engineering. – 2012. – Т. 43, № 3. – С. 997-1009.

8. Pistor C., Yardimci M., Güçeri S. On-line consolidation of thermoplastic composites using laser scanning // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 1999. – Т. 30, № 10. – С. 1149-1157.

9. Stack R. M., Lai F. Development in thermoforming thermoplastic composites // Thermoforming Quarterly. – 2013. – Т. 32. – С. 48-53.

MANUFACTURING OF CONSOLIDATED LAMINATES BASED ON THERMOPLASTICS

Safin A.
artem.safin.1999@gmail.com
Supervisor: L. Amirova, Doctor of Chemical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The study considered the technological process of obtaining consolidated plates based on a thermoplastic binder, as well as optimization of the parameters of this process using a DSC and a rotary rheometer.

УДК 620.177.3

СИЛИКОНОВЫЙ КОМПОЗИЦИОННЫЙ МАТЕРИАЛ С ТЕНЗОРЕЗИСТИВНЫМИ СВОЙСТВАМИ И ПОВЫШЕННОЙ АДГЕЗИЕЙ К УГЛЕТКАНИ

Семенуха О.В., Бриль И.И., Симунин М.М.
semenukha.cool@mail.ru
Научный руководитель: С. Ю. Воронина, к.х.н., доцент
(Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Красноярск)

При выборе материала для изготовления сегментов мембранной оболочки, обладающего гибкой поверхностью, обращает на себя внимание композиционный материал, состоящий из углеткани и силикона, модифицированного углеродным наполнителем. Для увеличения адгезии силикона к углеткани был использован 3-аминопропилтриэтоксисилан. Из-за снижения электрического сопротивления при изгибе материала представляется возможным определение положения мембранной оболочки рефлектора антенны.

Крупногабаритные конструкции космических аппаратов требуют постоянной телеметрии, как в процессе транспортировки и эксплуатации, так и в момент развертывания.

Данные о состоянии такой конструкции собираются с помощью сенсорных систем, смонтированных на элементах конструкции. Контроль механических нагрузок на элементы конструкции может осуществляться тензочувствительными элементами [1]. В настоящее время существует ряд исследовательских работ, направленных на изучение тензорезистивного эффекта (изменение удельного электросопротивления твёрдого проводника в результате его деформации) в полимерных композиционных материалах (ПКМ), где даже малые нагрузки могут приводить к изменению электрического сопротивления.

В экспериментальных работах значения коэффициента тензочувствительности меняются в широком диапазоне в зависимости от типа углеродного наполнителя, способа формирования композиционного материала и исследуемого диапазона деформаций. Коэффициент тензочувствительности, для металлов составляет от 2 до 6, для полупроводников абсолютное значение от 1,2 до 200 [2,3]. Тензорезистивный эффект в металлах связан с изменением их геометрии. В полупроводниках эффект связан в основном с изменением удельного электросопротивления за счёт изменения кристаллической решётки под действием деформации, величина зависит от типа проводимости материала и дозы легирования [3]. Проводящие полимерные композиты, состоящие из растягиваемой полимерной матрицы и электропроводящего наполнителя, открыли новые перспективы в области разработки сенсоров благодаря своим превосходным электромеханическим

характеристикам. В работе Кузнецова В.А. отмечено, что тензочувствительность композитов на основе матрицы полибензимидазола и графитовых нанопластин (или малослойного графена) не зависит от размеров частиц проводящей фазы, а коэффициент тензочувствительности для этих композитов составил 13-15 единиц [4]. Поэтому композиты на основе этого полимера являются перспективными в качестве тензорезистора. Однако получение полибензимидазола в больших количествах является трудозатратным и дорогостоящим производством.

В данной работе в качестве матрицы ПКМ был выбран силикон, модифицированный электропроводящим углеродным наполнителем (углеродные нанотрубки). Ранее нами была исследована данная матрица на предмет изменения значения удельного сопротивления при деформации [5]. Углеродная ткань, как основа гибкой и электропроводящей мембранной оболочки, использована для армирования нанокомпозиционного материала. Однако после отверждения силикон в качестве матрицы обладал низкой адгезией к углеродной ткани, использованной в качестве армирующего наполнителя. Для увеличения адгезии между силиконовым связующим и углеродной тканью был использован 15 % раствор 3-аминопропилтриэтоксисилана (АПТЭС).

Согласно [6] адгезия связующего к волокну обусловлена наличием на поверхности волокна и в структуре полимерной цепи связующего функциональных групп, способных к химическому взаимодействию, а также степенью конверсии реакционноспособных групп адгезива. Эффективным способом увеличения адгезионной прочности является аппретирование волокна для того, чтобы увеличить число полярных групп на его поверхности, способных если не к химическому, то к взаимодействию с полимерным адгезивом за счет межмолекулярных сил притяжения. В большинстве случаев углеродные ткани обработаны эпоксидными аппретами, которые не имеют в своем составе функциональных групп, позволяющих химически или физически взаимодействовать с кремнийорганическими матрицами. Для лучшего адгезионного взаимодействия между углеродным волокном и кремнийорганическим связующим необходимо использование силановых аппретов [7]. Однако использование силановых аппретов для углеродных тканей не распространено из-за высокой инертности углеродного волокна к подобным химическим соединениям.

Учитывая вышеизложенное решением данной проблемы, может стать химическая функционализация аппретов углеродных тканей такими заместителями, которые способны создавать с кремнийорганическими матрицам прочную сшитую структуру. Для этого, нами были подготовлены образцы с концентрации раствора АПТЭС 0,5 %, 1 %, 2 %, 5 %, 10 %, 15%. Адгезионная прочность силиконового композита была измерена с помощью разрывной машине iBertest eurotest T-50. По результатам эксперимента показано, что с увеличением концентрации раствора АПТЭСа, адгезионная прочность соединения «матрица-волокно» повышается. Максимальная адгезионная прочность композита составила 0,4 кН в образце с концентрацией раствора АПТЭС 15 %. По сравнению с исходным образцом, она возросла в два раза. Это свидетельствует о том, что с повышением концентрации АПТЭСа в растворе для функционализации, увеличивается адгезионная прочность.

Для изготовления макета рефлектора был использован силиконовый композит с увеличенной адгезионной прочностью, путем добавления 15 % раствора АПТЭС. Применение этого материала позволяет легко трансформировать мембранную оболочку рефлектора в раскрытом и сложенном положении, а наличие электропроводящего наполнителя - проводить диагностику геометрии через проявление тензорезистивного эффекта. Макет сегмента мембранной оболочки из ПКМ представлен на рисунке 1.

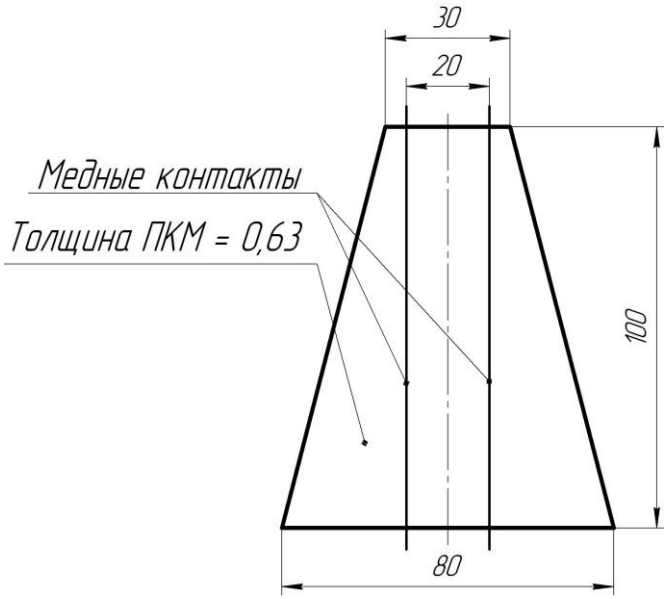


Рис. 1. Эскиз макета сегмента мембранной оболочки рефлектора из ПКМ

Было определено электрическое сопротивление до, во время и после изгиба с помощью измерителя RLC при подключении к медным контактам. Медные контакты были закреплены в межволоконном пространстве углеткани. Для формирования изгиба сегментов была собрана установка, включающая в себя цилиндр с диаметром 10 мм, измеритель RLC, зажима и ЭВМ. Сопротивление образцов регистрировалось непрерывно во время циклов нагружения, а также в промежутках между этими циклами для наблюдения дрейфа электросопротивления. Далее был рассчитан коэффициент тензочувствительности по формуле 1 с учетом толщины сегмента и диаметра изгиба:

$$K_{T(R)} = \frac{\Delta R}{R} : \frac{2s}{D}, \quad (1)$$

где D – диаметр цилиндра и s – толщина образца.

При циклическом деформировании коэффициент тензочувствительности для макета сегмента мембранной оболочки из ПКМ составил около 7 единиц.

Таким образом, нами экспериментально показана целесообразность использования ПКМ на основе силиконовой матрицы, модифицированной электропроводящим углеродным наполнителем и армированной углетканью с тензорезистивным эффектом для фиксации изменения геометрии сегмента мембранной оболочки рефлектора антенны. Выявлено, что адгезионная прочность изменяется прямо пропорционально концентрации раствора АПТЭС.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России на выполнение коллективом научной лаборатории «Интеллектуальные материалы и структуры» проекта «Разработка многофункциональных интеллектуальных материалов и структур на основе модифицированных полимерных композиционных материалов способных функционировать в экстремальных условиях» (Номер темы FEFE-2020-0015).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Каминский В.В., Соловьев С.М., Степанов Н.Н. и др.; Тонкопленочные барорезисторы на основе твердых растворов $Sm_{1-x}Gd_xS$ / Физика и техника полупроводников. 2021. Т. 55. № 1. С. 28-31.

2. Chen J., Polydimethylsiloxane (PDMS)-based flexible resistive strain sensors for wearable applications. Applied Sciences. 2018. Vol. 8. № 3. 345 s.

3. Fraden J. Handbook of Modern Sensors / Cham: Springer International Publishing, 2016.

4. Кузнецов В. А. Электронные транспортные и тензорезистивные свойства композитов с углеродными наноструктурированными материалами и халькогенидов переходных металлов: дис. ... кандидата техн. наук. Новосибирск, 2019. 125 с.

5. Semenukha O.V., Voronina S.Yu., Simunin M.M. Organosilicon polymer compositions based on carbon nanotubes in tensoresistive applications // Book of Abstracts of the 15th International Conference «Advanced Carbon Nanostructures». 2021.

6. Ozkoc G., Bayram G., Bayramli E. Effects of polyamide 6 incorporation to the short glass fiber reinforced ABS composites: an interfacial approach / Polymer. – 2004. – Т. 45. – №. 26. – С. 8957-8966.

7. Price, R. L., Ellison, K., Haberstroh, K. M., & Webster, T. J. Price R. L. et al. Nanometer surface roughness increases select osteoblast adhesion on carbon nanofiber compacts //Journal of Biomedical Materials Research Part A: An Official Journal of The Society for Biomaterials, The Japanese Society for Biomaterials, and The Australian Society for Biomaterials and the Korean Society for Biomaterials. – 2004. – Т. 70. – №. 1. – С. 129-138.

SILICON COMPOSITE MATERIAL WITH PIEZORESISTIVE PROPERTIES AND INCREASED ADHESION TO CARBON FABER

Semenukha O., Bril I., Simunin M.

semenukha.cool@mail.ru

Supervisor: S. Voronina, Candidate of Chemical Sciences, Associate Professor

(Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk)

When choosing a material for the manufacture of membrane shell with a flexible surface, attention is drawn to a composite material consisting of carbon fiber and silicone modified with a carbon filler. We used 3-aminopropyltriethoxysilane to increase the adhesion of silicone to carbon fabric. Due to the decrease in electrical resistance during bending of the material, it is possible to determine the position of the membrane shell of reflector.

УДК 542.06:542.07

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДИФИКАЦИИ ЭПОКСИДНОГО ОЛИГОМЕРА ТЕРМОСТОЙКИМ ТЕРМОПЛАСТОМ НА РЕОЛОГИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ТЕМПЕРАТУРУ СТЕКЛОВАНИЯ

Сёмин Н.А.

NASyemin@kai.ru

Научный руководитель: О.Л. Хамидуллин, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В работе проведён ряд опытов и на основании их изучено влияние модификации эпоксидного олигомера термостойким термопластам на реологические характеристики и температуру стеклования.

1.Введение

В последние годы происходит бурное развитие научных направлений, связанных с получением многокомпонентных многофазных полимерных систем. Основной трудностью, препятствующей прогрессу в этой области, является термодинамическая несовместимость большинства полимеров друг с другом, связанная с малыми значениями энтропии смешения [1]. Но даже при этих условиях оба компонента остаются в достаточной степени перемешанными, а размеры фазовых доменов составляют несколько сотен ангстрем.

В настоящее время во всем мире активно исследуется поведение реактопластов, модифицированных термопластами, поскольку эти системы, как правило, обладают одновременно высокими прочностью и сопротивляемостью ударным воздействиям. При

этом, в отличие от смесей реактопластов с эластомерами (каучуками), модификация термореактивных матриц термопластами не приводит к уменьшению модуля Юнга, теплостойкости и химической и окислительной стойкости реактопластов. Полученные смесевые композиции можно использовать в качестве матриц для пластиков, армированных непрерывными волокнами. В связи с этим изучение свойств системы реактопласт-термопласт - одна из актуальных проблем современного материаловедения.

Целью данной работы является исследование влияния модификации эпоксидного олигомера термостойким термопластам на реологические характеристики и температуру стеклования.

Исходя из этого, выдвинуты следующие задачи:

1. Приготовление чистого и модифицированного состава
2. Изучение реологических характеристик чистого и модифицированного состава (зависимость вязкость от температуры, время жизни)
3. Отверждение образцов чистого и модифицированного состава для испытания на ДМА
4. Определение температуры стеклования чистого и модифицированного состава
5. Анализ результатов

2. Материалы и методы исследования

2.1 Материалы

В качестве объектов исследований использовались композиции на основе эпоксидной смолы, отвердителя, ускорителя и термопластичного модификатора. Основой исследуемой системы была выбрана эпоксиноволачная смола DER 354 (Olin). В качестве термопластичного модификатора был использован полисульфон марки Ultrason E2020 P SR, с гидроксильными концевыми группами, обеспечивающие повышенную совместимость с эпоксидным олигомером. Данный модификатор в композиционных материалах применяется для улучшения ударной вязкости до 30% [2,3]. Отверждение смесевых составов проводилось с использованием отвердителя ангидридного типа изоМТГФА. В качестве ускорителя отверждения применялся н-бутилтрифенилфосфоний бромид (БТФФБ) преимущества которого показано в ранних работах [4,5].

2.2 Подготовка композиции DER 354/PSU

Исследуемый состав готовился в следующей пропорции:

Смола: D.E.R. 354 – 100 м.ч.

Отвердитель: изо-МТГФА – 100,9 м.ч.

Ускоритель: БТФФБ – 0,5 м.ч.

Модификатор: Полисульфон Ultrason E2020 P SR – 10% на систему – 10,045 м.ч.

На рис. 1 и 2 представлен полисульфон до растворения в D.E.R. 354 и после соответственно. Растворение проводилось при температуре 180 градусов в течении 3 часов. Массовая потеря при растворении составила не более 0.5%.

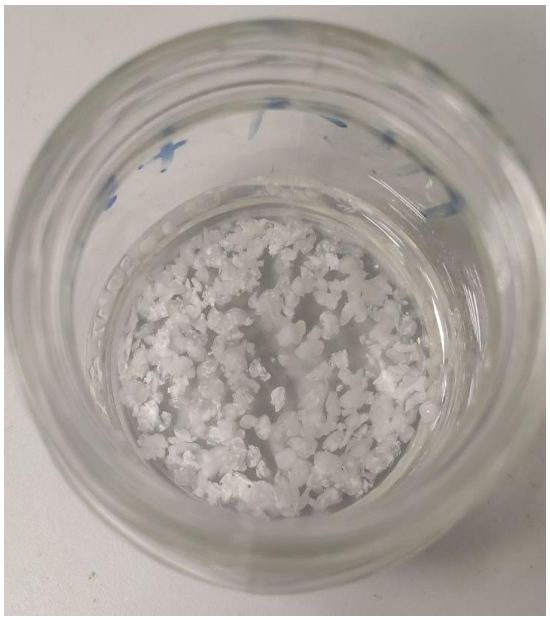


Рисунок 1. Полисульфон до растворения в D.E.R. 354

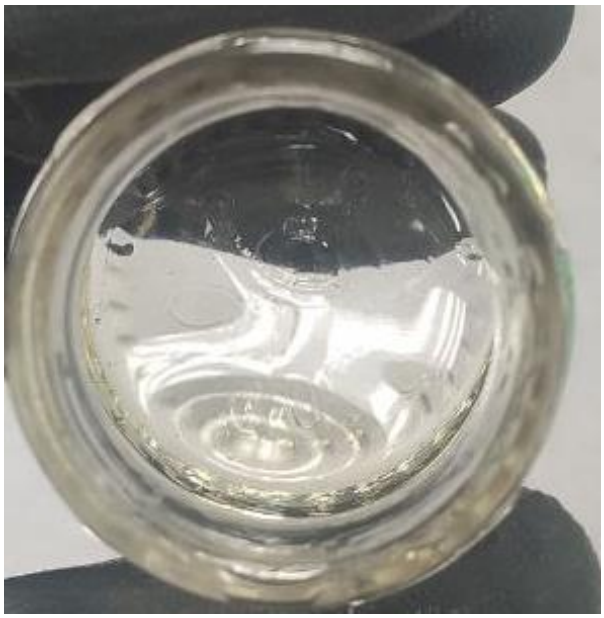


Рисунок 2. Полисульфон после растворения в D.E.R. 354

На рис. 3 и 4 представлены образцы до отвержденииа и после соответственно.

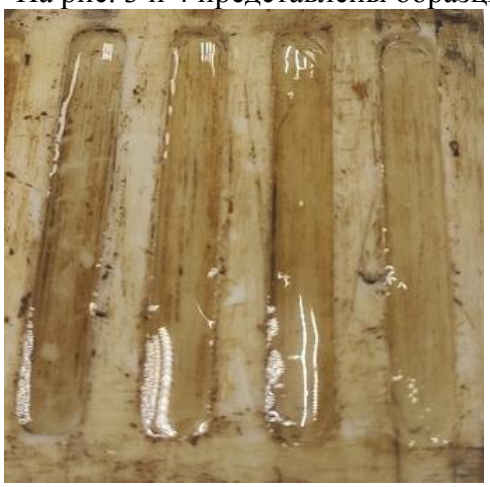


Рисунок 3. Образцы до отверждения

Рисунок 4. Образцы после отверждения

Из рисунков 1-4 можно сделать вывод, что полисульфон хорошо растворяется в эпоксидном олигомере, однако в процессе отверждения происходит фазовое разделение, что приводит к мутности образцов отвержденных полимеров. Фазовое разделение в исследуемых материалах происходит по механизму спинодального распада. При этом образуются две фазы: фаза, обогащенная термопластом, содержащая эпоксидный олигомер, и эпоксидная фаза, содержащая термопласт, где фаза, содержащая термопласт, диспергирована в фазе, обогащенной эпоксидным полимером. В процессе отверждения с ростом молекулярной массы эпоксидного полимера фазовое разделение продолжается.

3. Результаты и обсуждение

3.1. Исследование реологических характеристик

Исследование реологических характеристик объектов проводилось на ротационном динамическом реометре HAAKE RheoStress 6000 в режиме осциляции. Зависимость вязкости от температуры для чистой и модифицированной композиции D.E.R.354 приведен на рис. 5.

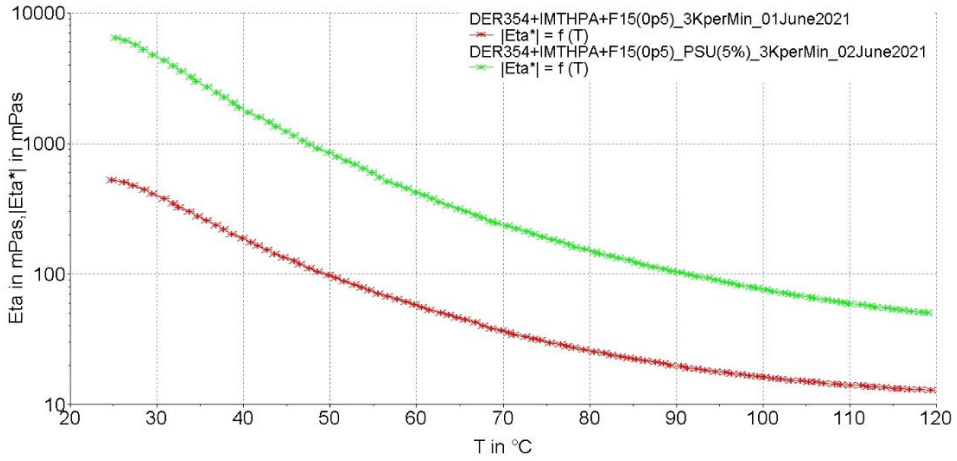


Рисунок 5. График зависимости вязкости от температуры для чистой и модифицированной композиции D.E.R.354

Из графика видно, что растворение термопласта в эпоксидном олигомере существенно влияет на вязкость.

Жизнеспособность композиций с отвердителем определялась по моменту достижения вязкости композиций значений 200мПас при постоянной температуре. График зависимости вязкости от времени при постоянной температуре (100 С°) для чистой и модифицированной композиции D.E.R.354 приведен на рис. 6.

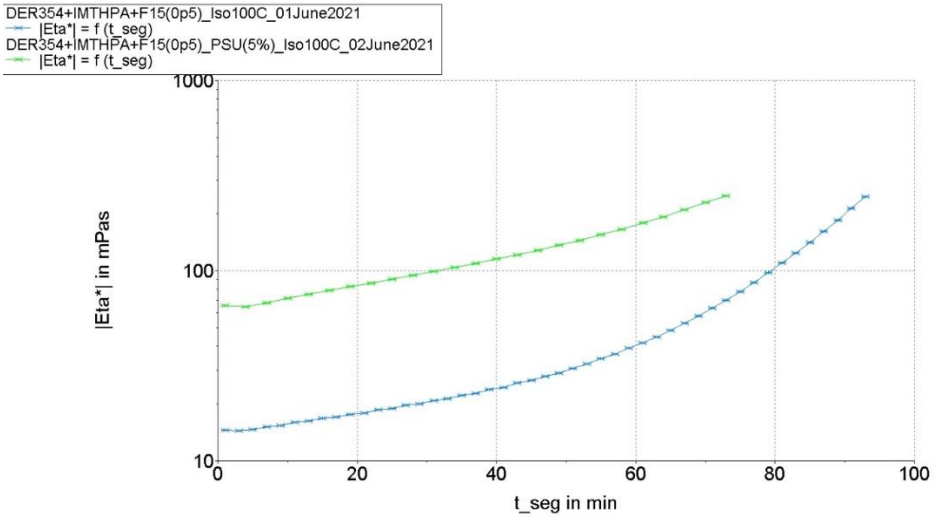


Рисунок 6. График зависимости вязкости от времени при постоянной температуре для чистой и модифицированной композиции D.E.R.354

Из графика видно, что модифицированная, несмотря на существенно большее значение начальной вязкости имеет лишь на несколько десятков минут меньшие времена жизни по сравнению с чистой композицией.

3.2 Динамический механический анализ (ДМА)

Измерения ДМА-кривой получили с помощью TA Instruments DMA Q800, замеряя модули упругости в диапазоне от 25 до 200˚С. нагрев проводился со скоростью 10 К/мин. ДМА-кривая приведена на рис. 7.

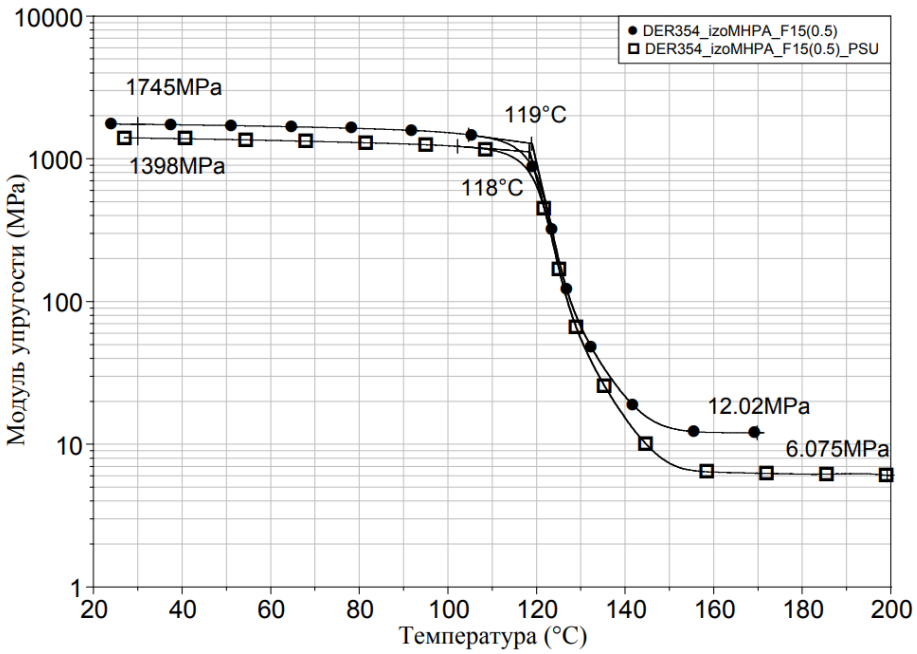


Рисунок 7. График зависимости модуля упругости от температуры для чистой и модифицированной композиции D.E.R.354.

При рассмотрении термических оказалось, что введение ПСФ не приводит к существенному изменению температуры стеклования эпоксидной смолы, однако видно незначительно снижение модуля упругости, как в стеклообразном, так и в высокоэластическом состоянии.

4. Заключение

В результате модификации эпоксидного олигомера полисульфоном трещиностойкость повышается, однако модификация влияет и на другие параметры композиции.

Анализ реологии составов показал, что введение полисульфона повышает вязкость и уменьшает время жизни композиции. Анализ композиции на ДМА показал, что температура стеклования не изменилась. Данные изменения свойств состава не значительны, по отношению к значительному увеличению ударо- и трещиностойкости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Кулезнев В.Н. Смеси полимеров. М.: Химия, 1980.

2. K. Mimura, H. Ito, H. Fujioka. Improvement of thermal and mechanical properties by control of morphologies in PES-modified epoxy resins // Polymer. – 2000. – Vol. 41. – P. 4451–4459.

3. H. Kishi, Y.-B. Shi, J. Huang, Albert F. Yee. Shear ductility and toughenability study of highly cross-linked epoxy/polyethersulphone // Journal of materials and science. – 1997. – Vol. 32. – P. 761–771.

4. Amirova, L.R. Thermal properties of epoxy–anhydride formulations cured using phosphonium accelerators / L.R. Amirova, O.L. Khamidullin, K.A. Andrianova, L.M. Amirova // Polym. Bull. – 2018. – P. 1–15.

5. Khamidullin, O.L. Epoxy-Anhydride Binders with Phosphonium Catalyst for Fabrication of Products from Composition Materials through Pressure Impregnation / O.L. Khamidullin, L.R. Amirova, K.A. Andrianova, L.M. Amirova ISSN 2075-1133 // Inorganic Materials: Applied Research, 2020, Vol. 11, No. 1, pp. 79–84.

STUDY OF THE INFLUENCE OF MODIFICATION OF THE EPOXY OLIGOMER WITH A THERMAL RESISTANT THERMOPLAST ON RHEOLOGICAL CHARACTERISTICS AND GLASS TRANSFER TEMPERATURE

Semin N.
NASyemin@kai.ru
Supervisor: O. Khamidullin, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In the work, a number of experiments were carried out and on the basis of them the effect of modification of an epoxy oligomer with heat-resistant thermoplastics on rheological characteristics and glass transition temperature was studied.

УДК 62-03

ИЗГОТОВЛЕНИЕ ФУТБОЛЬНЫХ ЩИТКОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МЕТОДОМ ВАКУУМНОЙ ИНФУЗИИ

Сенотова М.В.
ritasenotova@gmail.com
Научный руководитель: Н.В. Левшонков, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной работе изложены общие вопросы технологического процесса изготовления футбольных щитков из углепластика путем вакуумной инфузии. Целью работы является рассмотрение возможности расширения номенклатуры применяемых композитных материалов. Планируется внедрение полученного результата для изготовления изделий массового потребления. Показана последовательность технологических операций для изготовления футбольных щитков. Произведена сравнительная характеристика щитков из углепластика и полиуретана.

Одним из перспективных технологических процессов, позволяющим обеспечить более высокое качество изделий, является применение технологий пропитки армирующего наполнителя под вакуумом – «инфузия». При этом возможно исключение из технологического цикла такого дорогостоящего оборудования как автоклав. При традиционном автоклавном формовании конструкция выкладывается из препрега, а затем помещается в автоклав, где под заданными температурой и давлением происходит отверждение связующего. В свою очередь, безавтоклавные технологии подразумевают сборку конструкций из сухого материала с пропиткой под вакуумом связующим. Применение этих технологий расширяет возможности по созданию более совершенной конструкции, дает повышение технологичности, качества, резкое снижение трудоемкости цикла и затрат, в том числе на приобретение дорогостоящего оборудования [1].

Метод инфузии заключается в том, что связующее под действием вакуума подается в оснастку, в которой находятся слои сухого углеродного наполнителя, пропитывает их, вытесняя по мере заполнения формы оставшийся воздух. По окончании процесса пропитки оснастка нагревается и происходит процесс полимеризации связующего по заданному режиму.

Стоит отметить, что с широкое изучение углеродных волокон и углепластиков, а также в целом структуры и свойств композитных материалов создаёт условия для усовершенствования технологий создания углеродных волокон, а также улучшения их свойств, что в целом положительно сказывается не только на повышении качества и

уменьшения стоимости производства углепластика, но и других композиционных материалов. Также это положительно сказывается на внедрении таких материалов и в другие области применения, расширяя нишу востребованности обществом и промышленности в подобных материалах.

По мнению специалистов КНИТУ-КАИ активное внедрение композитных материалов началось ещё в 2004 году, но в наше время потенциал этих материалов используется не в полной мере [2]. Необходимо расширять область применения, использовать композитные материалы не только в промышленности, но и в повседневной жизни, например, в спорте. В футболе для защиты большеберцовой кости используются щитки, их изготавливают из микропористой резины, полиуретана, пластика, реже стекловолокна. Исходя из геометрии изделия, его конструктивных и эксплуатационных особенностей, предлагается изготовить футбольные щитки из композитного материала самым доступным способом – методом вакуумной инфузии.

Для изготовления изделия путём вакуумной инфузии, в данном случае щитков, необходимо сперва подготовить матрицу. Была использована многоразовая матрица из МДФ (рисунок 1). Рабочая поверхность матрицы получена с помощью фрезерного станка с ЧПУ и обработана. Следует отметить, что такие матрицы быстро изнашиваются и становятся непригодными для изготовления изделий, чаще предпочтение отдается оснасткам из композитов или модельного пластика. Нерабочие поверхности матрицы также подлежат зачистке, чтобы не порвался вакуумный мешок. Это необходимо делать, ибо на матрице могла остаться смола с предыдущего использования.

Далее рабочая поверхность матрицы обрабатывается полиролью для того, чтобы изделие имело глянцевую внешнюю поверхность. Для беспроблемного извлечения изделия из матрицы необходимо покрыть её пятью слоями разделительной жидкости, которые нужно наносить с периодичностью в пять минут. Также важно покрывать торцы, ибо при извлечении могут возникнуть затруднения.

Рис.1. Матрица из МДФ

После подготовки матрицы начинается выкладка армирующего материала - углеродной ткани. Для некоторых изделий следует выкладывать небольшими кусками для предотвращения образования пустот в углах и скруглениях. Выбрана следующая схема выкладки – 2 слоя углеткани, далее обрезки и нитки, и поверх них ещё слой ткани (рисунок 2). Поверх углеткани выкладывается жертвенный слой (рисунок 3), он необходим во избежание прилипания армирующего материала к пленке. Далее выкладывается сетка пропитки (рисунок 4), которая помогает ускоренному распределению смолы в нужные области.

Рис.2. Выкладка углеродной ткани

Рис.3. Жертвенный слой

Рис.4. Сетка пропитки

На этапе установки герметизирующего мешка используются полиэтиленовые и силиконовые трубки, L- и Т-образные переходники, необходимые для откачки воздуха и подачи эпоксидной смолы. С помощью вакуумной пленки и герметизирующего жгута собирается вакуумный мешок (рисунок 5), который подключается к вакуумному насосу и проверяется на герметичность с помощью вакуумметра (рисунок 6).

Рис.5. Вакуумный мешок

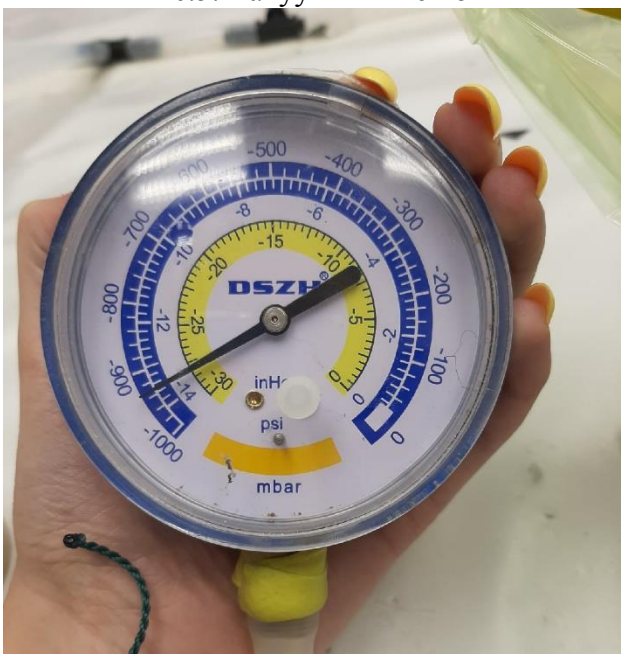


Рис.6. Вакуумметр

После подтверждения герметичности конструкции (рисунок 7), начинается процесс пропитки. Следует обратить внимание на исключение попадания в трубку воздуха. Следует дождаться пропитки всего изделия, что можно определить визуально - при намокании жертвенный слой становится более прозрачным, что можно увидеть черную углеткань (рисунок 8). После окончания пропитки надеваются зажимы на трубки, далее отключается насос. Данная конструкция помещается в разогретую до 60℃ печь на полтора часа.

Рис.8. Вакуум

Рис.9. Пропитка

После истечения установленного времени отверждения открывается вакуумный мешок (рисунок 10), удаляется жертвенный слой, изделие извлекается из матрицы (рисунок 11). Далее изделие подвергается обрезке и очистке, а также при необходимости покрывается лаком (рисунок 12).

Рис.10. Вскрытие мешка

Рис.11. Извлечение из матрицы

Рис.12. Готовое изделие

Таким образом, технологичность изделия можно оценить как умеренно высокую, а трудоемкость процесса изготовления футбольных щитков как среднюю. Недостатками,

которые могут увеличить продолжительность и трудоемкость процесса изготовления, является использование большого перечня вспомогательных материалов, что делает изделие дорогостоящим.

Футбольные щитки для профессиональной игры в большинстве своем изготавливаются из полиуретана. Углепластик превосходит полиуретан по многим физическим характеристикам (таблица 1), но изделия из композитных материалов дороже, потому что процесс изготовления более трудоёмкий, и себестоимость материалов выше. Осуществив грубый подсчет себестоимости щитков из углепластика (таблица 2), получено 3723,2 руб. без учета оплаты труда. Следует что, купить щитки из углепластика можно будет не меньше, чем за 5000 рублей.

Таблица 1.

Материал	**Плотность, кг/м^3**	**Прочность при растяжении, МПа**	**Теплостойкость, ℃**	**Модуль Юнга, ГПа**	**Цена, руб.**
Углепластик	1450-1600	780-1800	600	120	≤5000
Полиуретан	1180	35	60	1,8	800-1200

Таблица 2.

Материал	**Цена**	**Расход**	**Стоимость, руб**
Углеродная ткань 3К-1000-200	1643 руб. за м^2	0,4 м^2	657,2
Связующее эпоксидное	5365 руб. за кг	0,2 кг	1073
Трубка полиэтиленовая	3300 руб. за рул. (25 м)	2 м	264
Трубка полиэтиленовая спиральная	5400 руб. за рул. (25 м)	1 м	216
Переходник Т-образный	138 руб. за шт	1 шт	138
Переходник L- образный	126 руб. за шт	1 шт	252
Вакуумная пленка	81780 руб. за рул. (1000’=304,8 м)	1 м	269
Герметизирующий жгут	546 руб. за шт. (7,62 м)	4 м	287
Разделительная жидкость	14280 руб. за банку (5 л)	0,1 л	286
Жертвенный слой	93600 руб. за рул.(100 м)	0,3 м	281
		ИТОГО	3723,2

Исходя из расчетов, экономически не выгодно использовать щитки из углепластика, но в других сферах деятельности физические характеристики приоритетнее, чем высокая стоимость.

В ходе данного исследования был рассмотрен вопрос расширения области применения композитных материалов на примере футбольных щитков. Данное изделие по физическим характеристикам превосходит нынешний аналог, но стоимость не позволит получить широкое распространение. Также было рассмотрено превосходство метода вакуумной инфузии над автоклавной формовкой. Вакуумная инфузия позволяет получить изделия более высокого качества.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Халиулин В.И. Технология производства изделий из композитов: технология интегральных конструкций : учеб. пособие / В.И. Халиулин, В.В. Батраков; Мин-во образ-я и науки РФ, ФГБОУ ВО КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева. - Казань: КНИТУ-КАИ, 2018. С. 87-93

2. Халиулин В.И. Технология производства композитных изделий: учеб. пособие для студ. вузов / В.И. Халиулин, И.И. Шапаев; Мин-во образ-я и науки РФ; КГТУ им. А.Н. Туполева. - Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. С. 37.

PRODUCTION OF FOOTBALL SHIELDS FROM COMPOSITE MATERIALS BY VACUUM INFUSION

Senotova Margarita

ritasenotova@gmail.ru

Supervisor: Nikita Levshonkov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This article describes the general issues of the technological process of manufacturing football shields made of carbon fiber by vacuum infusion. The purpose of the work is to consider the possibility of expanding the range of composite materials used.

УДК 669

ИССЛЕДОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ ОСАДКЕ ОРТО-СПЛАВОВ РАЗЛИЧНОГО ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА

Смирнова Е.А, Петухова О.С., Неруцкая А.В.

faculty1@mail.ru

Научный руководитель О.З. Пожога, к.т.н., старший преподаватель

(Московский авиационный институт (НИУ), г. Москва)

Аннотация: На выбор материала, который используется для изготовления определенной детали в авиационной технике, влияет множество факторов, в том числе рабочая температура, ресурс работы и характеристики жаропрочности при этой температуре.

В ходе работы определяли сопротивление деформации при испытаниях на сжатие цилиндрических образцов исследуемых сплавов размером Ø10×15 мм в изотермических условиях при температуре 950°С и скорости деформации $\acute{\varepsilon}_0=5\cdot10^{-3}$ $с^{-1}$, по результатам которых строилась зависимость удельного усилия осадки (q) от относительной степени деформации ($\varepsilon=\Delta H/H_0$).

Испытания на осадку проводились при температуре 950°С, так как согласно исследованиям по определению технологических параметров деформации полуфабрикатов жаропрочного сплава на основе интерметаллида Ti_2AlNb для обеспечения процессов деформации со степенями не менее 50% температура деформации должна превышать 900°С [1, 2].

Исследования, проведенные на первоначальном этапе работы, показали, что при температуре испытания оба сплава являются двухфазными (β+О), однако различаются соотношением фаз. Так, в сплаве ВТИ-4 при температуре 950°С количество β- и О-фазы примерно одинаково – 50%/50%, а в сплаве ВИТ-6 β-фазы больше, чем О-фазы – 80%/20%, соответственно. Различие в количестве пластичной β-фазы оказывает влияние на деформационное поведение сплавов.

В исследованных температурно-скоростных условиях деформации сплава осадкой характерен следующий вид кривых течения (рис. 1): небольшое повышение напряжения

течения на начальной стадии деформации ε=1÷2% и последующее его снижение с различной интенсивностью, которое наблюдается до степени деформации 30÷40% в зависимости от сплава. При степени деформации более 50% на кривых течения отмечается повышение удельного усилия осадки, обусловленное ростом влияния сил контактного трения.

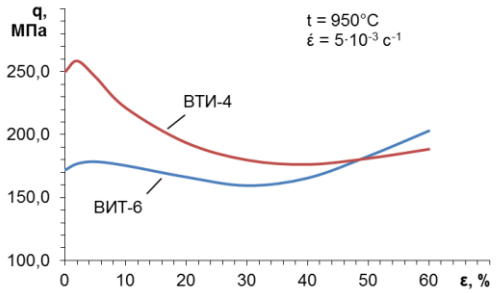


Рисунок 1 Зависимость удельных усилий осадки от степени деформации сплавов ВТИ-4 и ВИТ-6 при температуре испытаний на сжатие 950°С. Скорость деформации $5 \cdot 10^{-3}$ $с^{-1}$

Начальное усилие деформирования для образцов сплава ВТИ-4 составило 250 МПа, что более чем на 80 МПа больше, чем для сплава ВИТ-6 – 170 МПа, в котором объемная доля β-фазы при температуре испытания на 30% выше (рис. 1. табл. 1.).

Таблица 1

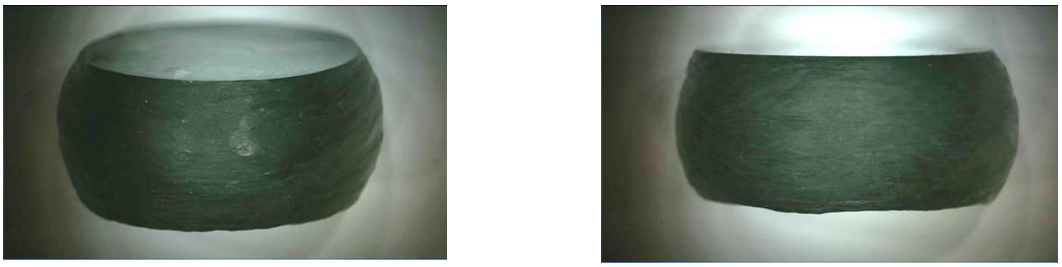
Соотношение объемных долей β- и О-фаз и начальное удельное усилие осадки при испытании на сжатие исследуемых сплавов при температуре 950°С

Сплав	$T_{пп}$, °С	Соотношение объемных долей фаз Q_β/Q_O, %	Начальное удельное усилие осадки (q), МПа
ВТИ-4	1030	50/50	250
ВИТ-6	990	80/20	170

На начальной стадии пластической деформации (ε=1÷2%) сплава ВТИ-4 наблюдается деформационное упрочнение, и значение усилия осадки возрастает до ~ 260 МПа (рис. 1).

Дальнейшее увеличение степени деформации до 30% сопровождается интенсивным деформационным разупрочнением, обусловленным, по-видимому, протеканием процессов динамической рекристаллизации О-фазы по аналогии с промышленными титановыми сплавами [3, 4]. Усилие осадки уменьшается в 1,4 раза до 180 МПа. При более высоких степенях деформации наблюдается переход к более пологому участку кривой, характеризующему стадию установившегося течения, где $dq/d\varepsilon \rightarrow 0$. Усилия деформации остаются на том же уровне, что свидетельствует о снижении интенсивности рекристаллизационных процессов и деформационного разупрочнения. Дальнейшая деформация (ε>50%) приводит к усилению влияния контактного трения, приводящему к небольшому росту удельных усилий. Таким образом, при испытании на сжатие сплава ВТИ-4 в исследованных температурно-скоростных условиях деформации усилия осадки снижаются в 1,4 раза.

При внешнем осмотре образцов сплава ВТИ-4 после испытания на осадку не обнаружилось каких-либо дефектов (рис. 2 а), что позволяет судить о достаточном запасе пластичности сплава ВТИ-4 при деформации со степенью не более 60% при температуре 950°С.



а) б)

Рисунок 2 Внешний вид образцов исследуемых сплавов после испытаний на осадку при 950° С: а) ВТИ-4; б) ВИТ-6

Зависимость q(ε) для сплава ВИТ-6 имеет тот же характер кривой течения, что и для сплава ВТИ-4 (рис. 1). На начальной стадии деформирования (ε=1÷5%) удельные усилия несколько увеличиваются, но не превышают 180 МПа.

При степенях деформации ε>5% наблюдается переход к деформационному разупрочнению, однако, в отличие от сплава ВТИ-4 снижение усилий осадки не такое интенсивное (рис. 1). Среднее значение удельных усилий при ε=30% составляет 160 МПа. Небольшая степень разупрочнения сплава ВИТ-6 на данном участке обусловлена меньшим количеством О-фазы при температуре 950° С по сравнению со сплавом ВТИ-4 (см. табл. 1). При степенях деформации ε>40% значение усилий осадки возрастает вследствие усиления влияния контактного трения. Таким образом, при испытании на сжатие сплава ВИТ-6 в исследованных температурно-скоростных условиях деформации усилия осадки снижаются незначительно – в 1,1 раза.

После проведенного испытания на поверхности осаженных образцов сплава ВИТ-6 также не обнаружилось каких-либо дефектов (рис. 2 б).

Таким образом, на характер изменения сопротивления деформации исследуемых сплавов при температуре 950° С большое влияние оказывает структурно-фазовое состояние сплава, а именно количественное соотношение β- и О-фаз. Наличие в структуре орто-сплава большего количества пластичной β-фазы уменьшает начальные усилия деформации, однако интенсивное деформационное разупрочнение наблюдается при содержании О-фазы в количестве не менее 50%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Колачев, Б.А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов: Учебник для вузов / Б.А. Колачев, В.И. Елагин, В.А. Ливанов.- 4-е изд., перераб. и доп. – М.: «МИСИС», 2005. – 432 с.

2. Ильин А.А. Титановые сплавы. Состав, структура, свойства: Справочник / А.А. Ильин, Б.А. Колачёв, И.С. Полькин. - М.: ВИЛС – МАТИ, 2009. – 520с.

3. Titanium and Titanium Alloys. Fundamentals and Applications / Edited by Christoph Leyens, Manfred Peters// WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, Weinheim. 2003. – 514 p.

4. A New Ordered Orthorhombic phase in a Ti_3Al-Nb alloy / D. Banerjee [et al.] // Acts Metallurgica et Materialia. – 1988. – Vol. 36(4). – P. 871-882.

INVESTIGATION OF THE DEFORMATION RESISTANCE DURING PRECIPITATION OF ORTHO-ALLOYS OF VARIOUS CHEMICAL COMPOSITIONS

Smirnova E., Petukhova O., Nerutskaya A.

faculty1@mail.ru

Supervisor: O. Pozhoga, Candidate of Engineering Sciences, Senior Lecturer

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

Abstract: The choice of the material used for the manufacture of a certain part in aviation technology is influenced by many factors, including the operating temperature, the service life and the characteristics of heat resistance at this temperature.

УДК 67.02

ТЕРМОФОРМОВАНИЕ ТИПОВЫХ АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОНСОЛИДИРОВАННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ ПЛАСТИН НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ

Соловьев Р.И.
rilov992@mail.ru
Научный руководитель: Л.М. Амирова, д.х.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация: В исследовании рассматривалась возможность применения термоформования для производства типовых авиационных изделий из консолидированных композиционных пластин на основе термопластов. Производственный процесс моделировался в программном комплексе Siemens NX.

1. Введение

Композитные материалы, армированные непрерывным волокном, широко используются в космической и авиационной промышленности из-за их высокой удельной жесткости и небольшого веса [1, 2]. Однако их внедрение в другие области промышленности ограничено из-за высокой стоимости изготовления и небольшого объема производственного процесса [3, 4].

Применение термопластичных матриц в составе композиционных термопластичных материалов обеспечивает ряд преимуществ: неограниченный срок хранения полуфабриката; отсутствие длительного процесса отверждения; способность к релаксации напряжений; возможность вторичной переработки; отсутствие выделения растворителей; взрывобезопасность, нетоксичность. Одним из основных преимуществ композитов на основе термопластичных полимеров является то, что они могут обрабатываться в широком диапазоне технологий изготовления, среди которых термоформование является очень перспективным [5]. Термоформование — это один из самых эффективных методов массового производства изделий из термопластичных полимеров благодаря их способности к обратимому фазовому переходу из жидкости в твердое тело. Формование этих материалов включает нагрев композита до температуры высокоэластического или вязкотекучего состояния с последующим приложением подходящей силы для придания композиту необходимой формы [6].

Для целей крупносерийного производства в последние годы для термопластичных композитов было разработано множество методов термоформования, таких как формование эластичной диафрагмой, формование с согласованной штамповкой и вакуумная инфузия. Среди них глубокая вытяжка армированных тканью термопластических ламинатов, основанная на технологии формования листовой заготовки, привлекла большое внимание исследователей, поскольку она предлагает автоматизированный и быстрый вариант для массового производства армированных непрерывным волокном структур с высокими эксплуатационными характеристиками и сложной геометрией. Преформа может быть сухой тканью (возможно, состоящей из структурных волокон и волокон полимерной матрицы), слоем предварительно пропитанных волокон или полностью ламинированной стопкой этих слоев [7].

Листы полуфабриката закрепляются над формой и нагреваются с помощью бесконтактной технологии нагрева, например при помощи инфракрасной лампы. Для формования листов доступно несколько вариантов термоформования. Листы могут быть сформованы с помощью пресс-формы (штамповка), вакуумного мешка или при помощи формования диафрагмой. Применение вакуумного мешка означает приложение к формуемой пластине ограниченного давления, к тому же для каждого нового изделия необходимо обновлять пленочный мешок. Формование диафрагмой обеспечивает высокое качество и точность поверхностей, однако занимает более длительное время, чем штамповка. Продолжительность процесса штамповки термопластичных консолидированных пластин может быть в пределах одной минуты. Плоский предварительно пропитанный композитный лист нагревают выше температуры плавления термопластической матрицы, а затем быстро вытягивают в пресс-форму путём приложения давления от пресс-форм. После операции формования заготовка охлаждается, а затем изделие вынимается из формы. Таким образом, этому предварительно нагретому и предварительно уплотненному слоистому материалу можно точно придать желаемую форму с превосходным качеством за очень короткое время цикла [8].

При температуре расплава полимера листы очень гибкие и легко деформируются. Это очень затрудняет их перемещение, особенно для больших тонких листов. Необходима разработка подвижной удерживающей рамы. Время передачи составляет порядка нескольких секунд чтобы предотвратить значительное охлаждение. Использование быстрых скоростей смыкания плит пресса дополнительно сокращает общее время, в течение которого нагретый лист подвергается воздействию внешней среды с более низкой температурой [9]. Для того, чтобы армирующая ткань в композитном листе принимала форму оснастки, необходимо приложить усилия для фиксации ткани. Это может быть реализовано с помощью зажимных приспособлений и специальных штамповых форм [10].

2. Технологический процесс формования

Производство типовых авиационных изделий основано на термоформовании предварительно консолидированных термопластичных композитных панелей.

На основании выбранного метода формования был разработан эскизный проект формообразующей оснастки.

Оснастка имеет как негативную, так и позитивную форму для точного воспроизведения внутренних и наружных контуров.

Конструкция оснастки получилась разъёмная, состоящая из матрицы и пуансона, для установки на плиты пресса используется болтовое соединение. В обоих конструктивных частях оснастки предусмотрена электронагревательная система.

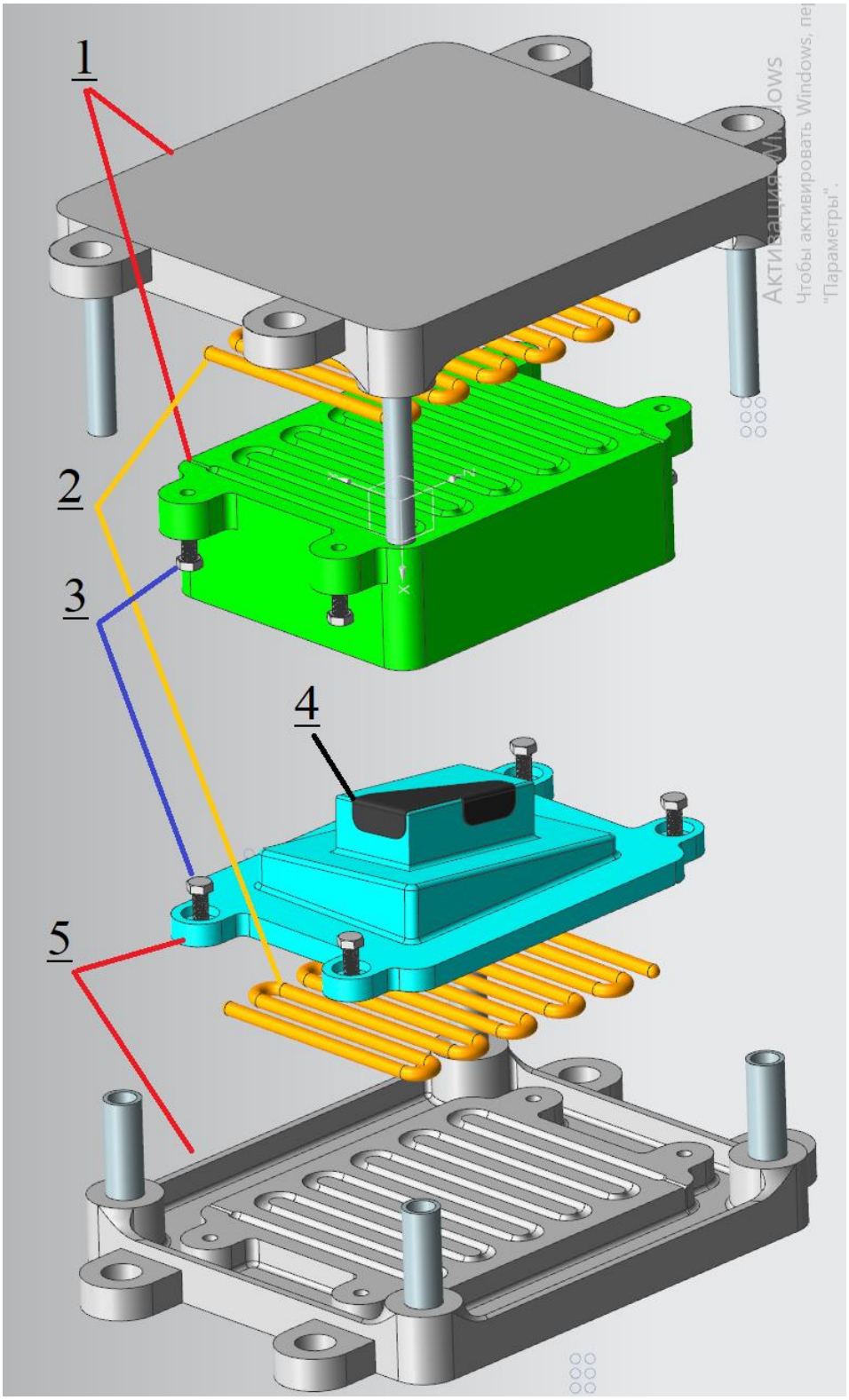


Рисунок 1. Эскизный проект формообразующей оснастки: 1 – матрица разъёмная; 2 – электронагревательные системы; 3 – болтовое крепление; 4 – заготовка; 5 – пуансон разъёмный

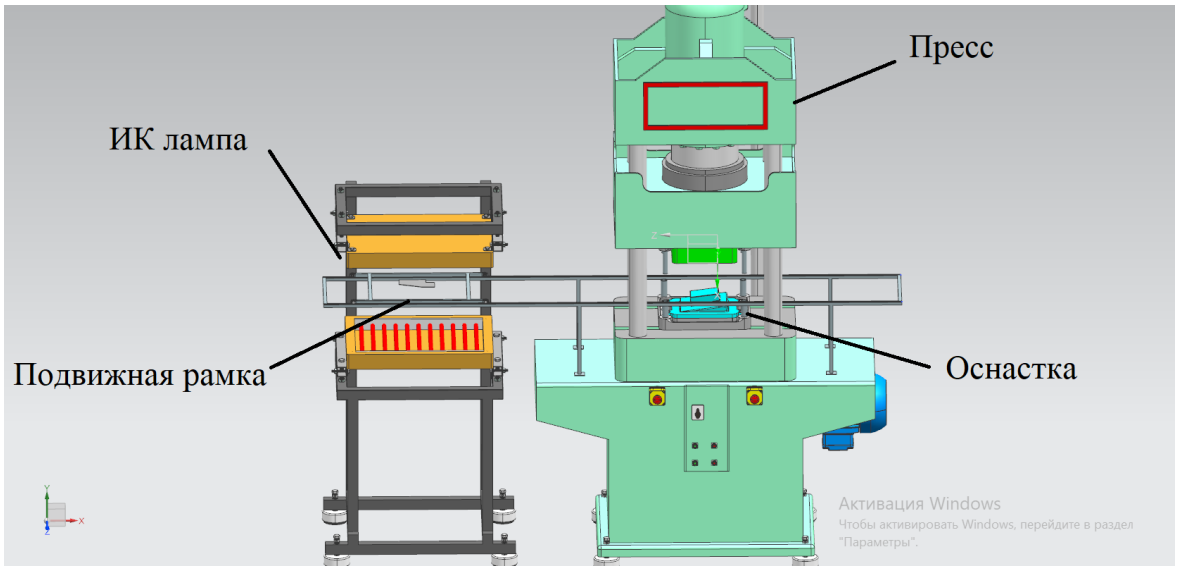


Рисунок 2. Основное производственное оборудование

Полуфабрикаты (панели) поставляются полностью консолидированными и с заранее определенной компоновкой. В соответствии с геометрией конечного изделия заготовки вырезаются из панелей методом 2D фрезерования.

На следующем этапе заготовки закрепляются на подвижной раме и помещаются в рабочую область инфракрасной лампы. Температура и время нагрева регулируются в зависимости от материала и толщины пластины при помощи перемещения нижней и верней панелей лампы. Когда температура заготовки достигает точки плавления полимера, тележка передвигается из ИК-лампы на предварительно нагретый пресс-инструмент термоформовочного пресса. С помощью приложения давления от смыкающихся пресс-форм пластина деформируется по форме заготовки. Как только матрица снова станет стабильной, оператор вынимает сформированную деталь из пресса.

Формованные детали фрезеруются до их окончательного контура и при необходимости просверливаются отверстия с помощью 5-осевого фрезерно-сверлильного устройства. На завершающем этапе все изделия проходят ультразвуковую проверку и получают серийный номер.

Выбор технологических режимов заключается в определении температуры нагрева оснастки, консолидированной пластины в ИК лампе и их продолжительности, величины давления пресса, которые зависят от свойств выбранного материала.

3. Заключение

В ходе анализа литературы было определено, что термоформование является наиболее высокопроизводительным методом производства типовых авиационных изделий из консолидированных композиционных пластин на основе термопластов. В программном комплексе Siemens NX было произведено моделирование производственной линии по крупносерийному выпуску изделий из термопластичных композиционных материалов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bhattacharyya D., Bowis M., Jayaraman K. Thermoforming woodfibre–polypropylene composite sheets // Composites science and technology. – 2003. – Т. 63, № 3-4. – С. 353-365.

2. Dörr D., Gergely R., Ivanov S., Kärger L., Henning F., Hrymak A. On the applicability of thermoforming characterization and simulation approaches to glass mat thermoplastic composites // Procedia Manufacturing. – 2020. – Т. 47. – С. 118-125.

3. Henning F., Kärger L., Dörr D., Schirmaier F. J., Seuffert J., Bernath A. Fast processing and continuous simulation of automotive structural composite components // Composites Science and Technology. – 2019. – Т. 171. – С. 261-279.

4. Schlothauer A., Schwob N., Pappas G. A., Ermanni P. Thin-Ply Thermoplastic Composites for Foldable Structures // Book Thin-Ply Thermoplastic Composites for Foldable Structures / Editor, 2020.

5. Scherer R., Friedrich K. Inter-and intraply-slip flow processes during thermoforming of CF/PP-laminates // Composites Manufacturing. – 1991. – Т. 2, № 2. – С. 92-96.

6. Sadighi M., Rabizadeh E., Kermansaravi F. Effects of laminate sequencing on thermoforming of thermoplastic matrix composites // Journal of Materials Processing Technology. – 2008. – Т. 201, № 1-3. – С. 725-730.

7. Akkerman R., Haanappel S. Thermoplastic composites manufacturing by thermoforming // Advances in Composites Manufacturing and Process DesignElsevier, 2015. – С. 111-129.

8. Hsiao S.-W., Kikuchi N. Numerical analysis and optimal design of composite thermoforming process // Computer methods in applied mechanics and engineering. – 1999. – Т. 177, № 1-2. – С. 1-34.

9. Okine R. K. Analysis of forming parts from advanced thermoplastic composite sheet materials // Journal of Thermoplastic Composite Materials. – 1989. – Т. 2, № 1. – С. 50-76.

10. Bersee H., Robroek L. The role of the thermoplastic matrix in forming processes of composite materials // Composites Manufacturing. – 1991. – Т. 2, № 3-4. – С. 217-222.

THERMOFORMING OF TYPICAL AIRCRAFT PRODUCTS FROM CONSOLIDATED COMPOSITE PLATES BASED ON THERMOPLASTES

Solovev R.

Supervisor: Lilia Amirova, Doctor of Chemical Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The study considered the possibility of using thermoforming for the production of typical aircraft products from consolidated composite plates based on thermoplastics. The production process was simulated in the Siemens NX software package.

УДК 621.74.043.2

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ УСТАЛОСТНОЙ ПОТЕРИ ПРОЧНОСТИ ПРЕСС-ФОРМ ДЛЯ ЛИТЬЯ ПОД ДАВЛЕНИЕМ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Соловьев Э.П.

eddsolovei@gmail.com

Научный руководитель: И.Х. Саитов, д. ф-м. н, профессор

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Процесс литья деталей из алюминиевых сплавов под давлением представляет собой сложный физико-химический процесс. Процесс взаимодействия алюминиевых сплавов с поверхностью пресс-форм при всей его важности остается непрозрачным и требует углубленного анализа и последующего изучения всех его деталей. В работе систематизируются и исследуются основные виды дефектов и разрушений рабочих частей пресс-форм рассматриваемого типа.

Одной из главных и наиболее важных проблем при изготовлении деталей из

алюминиевых сплавов методом литья под давлением является обеспечение длительной работоспособности литейной оснастки, в частности, пресс-форм. Так, из анализа [1] следует, что основными дефектами, приводящими к выводу пресс-формы из эксплуатации, относят: сетку разгара и трещины на формообразующих поверхностях, изменение формы стержней, коробление, налипание и приваривание сплава на рабочие поверхности пресс-формы, смятие в стыке вкладыш-вкладыш и стержень-вкладыш.

При детальном рассмотрении разрушений формообразующих поверхностей вкладышей и знаков пресс-форм для литья алюминиевых сплавов выявлено [2], что основным разрушающим фактором можно назвать температурно-силовое циклическое воздействие, обусловленное цикличностью режимов работы пресс-формы. Как следствие описанного выше воздействия является термическая усталость, приводящая к образованию трещин на поверхности матриц с одной стороны и отпечатков в виде гребешков и заусенцев на поверхности отливаемых деталей, с другой стороны.

Термическая усталость материалов представляет собой явление [2], проявляющееся в виде сетки трещин на металлических изделиях, работающих при циклически изменяющихся температурах и напряжениях. Согласно изложенным данным вначале на частично окисленной рабочей поверхности пресс-формы появляются мелкие пересекающиеся между собой трещинки, разбросанные по разным направлениям. С увеличением числа циклов теплосмен на поверхности образуются замкнутые петли, размер и рисунок которых разнообразны. При последующим увеличении количества циклов теплосмен глубина и ширина трещин увеличивается. Заливка расплавленного металла под давлением в пресс-форму с такими дефектами приведет к образованию заливов различной формы на поверхности отливаемых деталей. Появление микротрещин, охрупчивание, а затем разрушение материала вкладышей и знаков пресс-формы возникает тогда, когда температурные напряжения (при отсутствии механических усилий) превосходят истинное сопротивление разрыву материала в данном месте через некоторое число циклов теплосмен.

Критерием оценки термостойкости материалов при литье под давлением алюминиевого сплава принято считать число циклов теплосмен, другими словами количество запрессовок жидкого металла в пресс-форму до появления сетки разгара.

Возникновение трещин на рабочей поверхности пресс-форм при первых ударах вероятно происходит из-за возникновения адсорбционно-поверхностных эффектов [3], возникающих при взаимодействии жидких металлов с твердым металлом. Это называется эффектом Ребиндера, особенностями которого являются чрезвычайно резкое снижение механических свойств материала поверхности и быстрота взаимодействия, вызывающая разрушение в кротчайшие сроки. Хрупкость под действием жидких металлов довольно хорошо изучена применительно ко многим условиям работы материалов, но применительно к работе пресс-форм этот вопрос еще не изучен в достаточной мере. Как следствие из вышесказанного при быстром разрушении пресс-форм и анализе его причин необходимо учитывать и эффект Ребиндера.

Проявлением изменения размеров и формы элементов пресс-форм является *рост, коробление, смятие и пластические перемещения материала (вымоины, вмятины)*. Потеря формы происходит из-за гидродинамического уноса или пластической деформации в областях омывания жидким расплавленным металлом острых углов элементов вкладышей пресс-форм для литья под давлением. Повторные теплосмены приводят к необратимому процессу изменения форм твердых тел, что принято называть ростом [1]. Объяснением явления роста является результат напряжений, возникающих по причине неравномерных расширений прилегающих макро- и микрообластей металла. Высвобождения указанных напряжений сопровождается пластической деформацией, что является причиной изменения размеров тела.

Коробление определяется в [1] как изменение геометрии отдельных выступающих частей, так и всего вкладыша и даже блока, особенно по разъему. С повышением

температуры расплава алюминия все дефекты проявляются более интенсивно, в том числе и коробление.

В виду *пластической деформации и гидродинамического уноса* появляются такие дефекты вкладышей пресс-форм для литья алюминия под давлением как вымоины и вмятины [1]. Предотвращение таких дефектов сводится к более тщательному подбору материала для изготовления вкладышей пресс-форм с учетом подбора режимов литья, которые могли бы обеспечить больший предел текучести, чем возникающие максимальные температурные напряжения. Это условие сложно выполнимо при литье алюминиевых сплавов.

Под износом пресс-формы по мнению [1] принимается изменение чистоты рабочей поверхности и соответственно чистоты поверхности получаемых деталей методом литья. Износ формообразующих вкладышей пресс-форм и металлоканалов в сравнении с обычным износом считается явлением более сложным, как следствие трения при соприкосновении с жидким металлом при больших скоростях, гидродинамических ударах и при высоком конечном удельном давлении, помимо действия и других факторов.

В [1] принимается, что существует взаимосвязь между изменениями чистоты поверхности и материалов, используемых для изготовления отливок. Наблюдается снижение чистоты поверхности с повышением температуры плавления сплавов. Процесс снижения чистоты рабочих поверхностей вставок и знаков пресс-форм и поверхностей отливок тем интенсивнее, чем выше температура плавления материала отливок. Величина шероховатости поверхности отливки растет при увеличении числа циклов теплосмен и на некотором цикле величина шероховатости поверхности отливаемой детали превысит уровень технических требований на отливаемую деталь. Это число циклов теплосмен называется *износостойкостью пресс-формы* [1].

Истирания (трение, смятие), химическое взаимодействия (коррозия, химические реакции), диффузии, дислокации, могут проявляться на всей площади рабочих частей пресс-формы, а кавитация, эрозия, гидродинамический унос, пластическое течение металла как правило, имеют место в определенных местах. Износу из-за трения, подвержены, как правило, пары: поршень-стакан, стержень-отливка.

Коррозия и протекание химических реакций с образованием окислов, нитридов и других химических соединений, ведущих к преобразованию химического состава на рабочих поверхностях вкладышей пресс-форм и очевидно к изменению механических свойств, являются следствием *химического взаимодействия* вкладыша и алюминиевого сплава. Образующиеся химические соединения по мнению [1] в подавляющим большинстве случаев являются хрупкими и подвержены выкрашиванию под действием струи расплавленного металла, тем самым образовывая поры на рабочих поверхностях вкладыша и повышенную шероховатость на поверхности отливок. Вследствие химического взаимодействия материалов вкладышей пресс-форм для литья под давлением с отливкой снижается их износостойкость и чистота рабочих поверхностей вкладышей. Перемещение дислокаций и вакансий в сторону более высоких температур и их выход на поверхность вкладышей пресс-форм, образует микропоры, приводящие к повышению шероховатости на поверхностях отливок, снижая их чистоту.

Проявления *диффузии, фазовых превращений, эрозии, кавитации, гидродинамического уноса, адсорбционно-поверхностных эффектов* являются следствием физического взаимодействия расплавленного сплава отливки с металлом вкладыша пресс-форм [2].

Налипание и приваривание алюминия к рабочим поверхностям вкладышей и знаков пресс-формы являются следствием интенсивного процесса диффузии. Разность скоростей диффузии алюминия и железа приводит к повышению концентрации вакансий, их слиянию и образованию слоя микропор под поверхностью стальной пресс-формы. Главной причиной разрушения стальных пресс-форм для литья алюминия под давлением при извлечении отливок является наличие такого слоя под пригаром, считает [1]. Для уменьшения

приваривания и налипания широкое применения получили покрытия, такие как хромирование, никелирование, фосфатирование, а также химикотермическая обработка (азотирование, сульфоцианирование и др.). Вместе с тем следует отметить, возможное снижение термостойкости пресс-форм при применении таких покрытий и химикотермических обработок [4].

Явления *кавитации и эрозии наблюдаются* в зонах, где происходит вынужденный удар струи расплавленного алюминия о преграды, такие как стержень или стенка, при режимах литья с большими скоростями впуска и высокими удельными давлениями. Разрушение от кавитации и эрозии в большинстве случаев носит локальный характер. Чаще всего оно сопровождается повышенной пористостью и другими видами износа рабочей поверхности [1].

Такие дефекты как вымоины чаще всего имеют место в областях вкладыша, где струя расплавленного алюминиевого сплава резко меняет направление своего течения в виду встречи на своем пути стенку и возникают как последствия *пластической деформации* или *гидродинамического уноса металла*. При пластической деформации металл на рабочих поверхностях пресс-формы только перемещается на некоторое расстояние и остается, образуя около вымоин возвышенность. При гидродинамическом уносе металл удаляется вместе со струей.

Циклическое воздействие температуры и напряжений в пограничном слое приводит к изменению строения металла за счет возникающих процессов сфероидизации и коагуляции отдельных фаз. Вследствие этого происходит изменение механических свойств металла. Чем выше температура контакта, тем выше интенсивность разупрочнения и упрочнения металла вкладышей и знаков пресс-форм в пограничном слое. Разупрочнение и упрочнение происходят вследствие теплового воздействия, вызывающего рекристаллизацию, возврат, старение, полигонизацию и другие процессы.

Заключения

Представлен анализ научно-технической литературы с точки зрения систематизации основных дефектов в поверхностном слое материала вкладышей пресс-форм для литья под давлением деталей из алюминиевых сплавов.

Показано, что процесс взаимодействия алюминиевых сплавов с поверхностью пресс-форм при всей его важности остается многофакторным и непрозрачным, и требует дальнейшего углубленного анализа с пристальным вниманием к изучению всех его деталей.

Выделено, что фактором, который оказывают наибольшее влияние на снижение усталостной прочности пресс-форм является комбинированное циклическое тепломеханическое воздействие в пограничном слое.

Возникающее при этом изменение химического строения металла за счет процессов сфероидизации и коагуляции отдельных фаз приводит к дополнительному прямому изменению механических свойств металла в виде его разупрочнения и упрочнения во вкладышах пресс-форм.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Майер, Д.В. Влияние алюминиевых сплавов на рабочую поверхность пресс-формы при литье под давлением / Д. В. Майер // Молодежный научно-технический вестник. – 2014. – № 11. – С. 1.

2. Березин Д.Т. Повышение эксплуатационной стойкости пресс-форм литья под давлением на основе анализа теплонапряженного состояния и моделирования процессов термоусталостного разрушения: Диссертация канд. техн. наук, Рыбинск, 2002-229с.

3. Денисов П.Ю. Взаимодействие сплавов алюминия с материалами пресс-форм и повышение их стойкости функциональными покрытиями: Диссертация канд. техн. наук,

Тюмень, 2005-104с.

4. Гавариев Р.В. Термостойкость конструктивных элементов пресс-форм литья под давлением / Р. В. Гавариев // Металлообрабатывающие комплексы и робототехнические системы - перспективные направления научно-исследовательской деятельности молодых ученых и специалистов: сборник научных статей II Международной молодежной научно-технической конференции: в 2 томах, Курск, 17–18 июня 2016 года. – Курск: Юго-Западный государственный университет, 2016. – С. 71-77.

INVESTIGATION OF THE MECHANISMS OF FATIGUE LOSS OF STRENGTH OF MOLDS FOR DIE CASTING OF PARTS FROM ALUMINUM ALLOYS

Solovev E.

Eddsolovei@gmail.com

Supervisor: I. Saitov, Doctor of Physico-Mathematical Sciences, Professor

(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan*)

The process of die casting of parts from aluminum alloys under pressure is a complex physicochemical process. The process of interaction of aluminum alloys with the surface of molds, with all its importance, remains opaque and requires in-depth analysis and subsequent study of all its details. The work systematizes and investigates the main types of defects and destruction of working parts of molds of the type under consideration.

УДК 629.7.023.222

ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННЫХ СКЛАДЧАТЫХ СТРУКТУР В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

Соловьев С.С.

cemensplovev@gmail.com

Научный руководитель: Р.Ю. Петрушенко, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье проводится анализ применения складчатых структур в конструкции летательных аппаратов на основе сравнительных данных перспективных разработок и научных исследований.

Одной из главных целей разработчиков летальных аппаратов является уменьшение веса конструкции и стоимости ее изготовления. Для пассажирских самолетов большое значение имеет снижение воздействия на окружающую среду, комфортность, минимизация размеров агрегатов, увеличение ресурса их работы и др. Решение этих задач возможно при помощи нового подхода к выбору функциональных и конструкционных материалов. Поскольку необходимо одновременно удовлетворить выполнение ряда противоречивых требований была предложена схема трехслойной конструкции (ТК), где заполнитель выполняет сразу несколько функций. Многослойная обшивка представляет собой систему, которая состоит из двух относительно тонких слоев и среднего более толстого слоя. В трехслойной конструкции роль стенки занимает заполнитель, за счет которого разнесены несущие слои, что придает пакету слоев высокие характеристики прочности и жесткости. Заполнителем в данном случае могут выступать различные структуры такие как: пенные, ферменные, складчатые и ячеистые твердые тела.

Складчатые структуры – это объемные регулярные рельефные конфигурации, полученные из плоского материала путем его сгибания (складывания) по намеченным на развертке линиям.

Конструкции, имеющие складчатую структуру и выполненные из конкретного материала, называют складчатыми конструкциями.

По мере исследования темы складчатых наполнителей был выявлено не малое количество преимуществ, таких как:

- Высокая прочность и жесткость.
- Впечатляющие акустические характеристики, как при звукопоглощении, так и при звукоизоляции.
- Высокая ударостойкость.
- Возможность изготовления из широкого спектра различных материалов.
- Простая технологическая схема изготовления без дополнительных операций нарезки, склейки и пропитки заполнителя.

Как и любые других конструкционные решения, складчатые конструкции имеют недостатки, такие как:

- Малая площадь прилегания отдельных видов структур.
- Низкая ремонтопригодность.
- Имеет трудности с контролем заданной формы поверхности в связи со смятием складчатого наполнителя вдоль поверхности.
- Имеет трудности при создании пакетов двойной кривизны.

Как известно, складчатые структуры можно разделить на группы: по назначению, по материалам, по механическим свойствам, по площади прилегания к контуру, по виду взаиморасположения элементарных модулей (рис.1.) и др.

Одной из самых распространенных рядовых складчатых структур является плоский z-гофр. Однако используя различные приемы модификации (рис. 2.), можно получить иные формы складчатых заполнителей с полезными для практики свойствами.

Для корректного прилегания к сложным нелинейным формам нескольких плоскостях были разработаны модификации одинарной или двойной кривизны с криволинейными огибающими поверхностями. Увеличение площадок контакта для склейки с обшивками позволило лучше контролировать заданную форму и повысило технологичность процесса склейки. Проблему склейки между собой, блоков заполнителя, удалось решить путем оформления периметра детали специальной формой, позволяющей повысить удобство соединения пакетов друг с другом или с элементами каркаса.

Наиболее перспективным исследованием является создание плоских площадок прилегания для склеивания с обшивками. Эта задача решается различными способами, например, существует технология, по которой зигзагообразные впадины заполняют материалом, пропитанным смолой, и после отверждения острый угол спиливается до образования плоской площадки. Однако такой способ значительно увеличивает вес конструкции летательного аппарата. Поэтому, возникает актуальный вопрос разработки заполнителя, имеющего увеличенную контактную площадь с обшивкой, а также создания простой и доступной технологии изготовления таких заполнителей, позволяющей задавать его параметры.

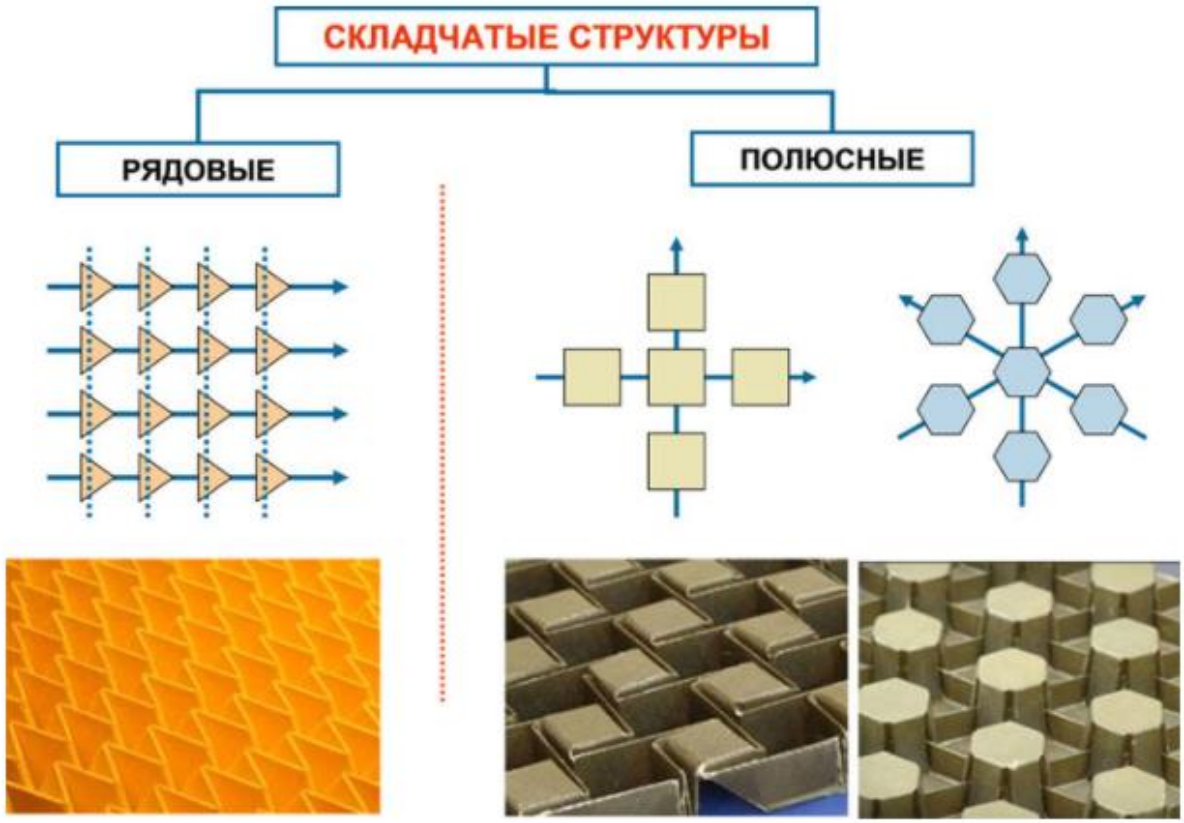


Рис. 1. Виды расположения элементарных модулей в складчатых структурах.

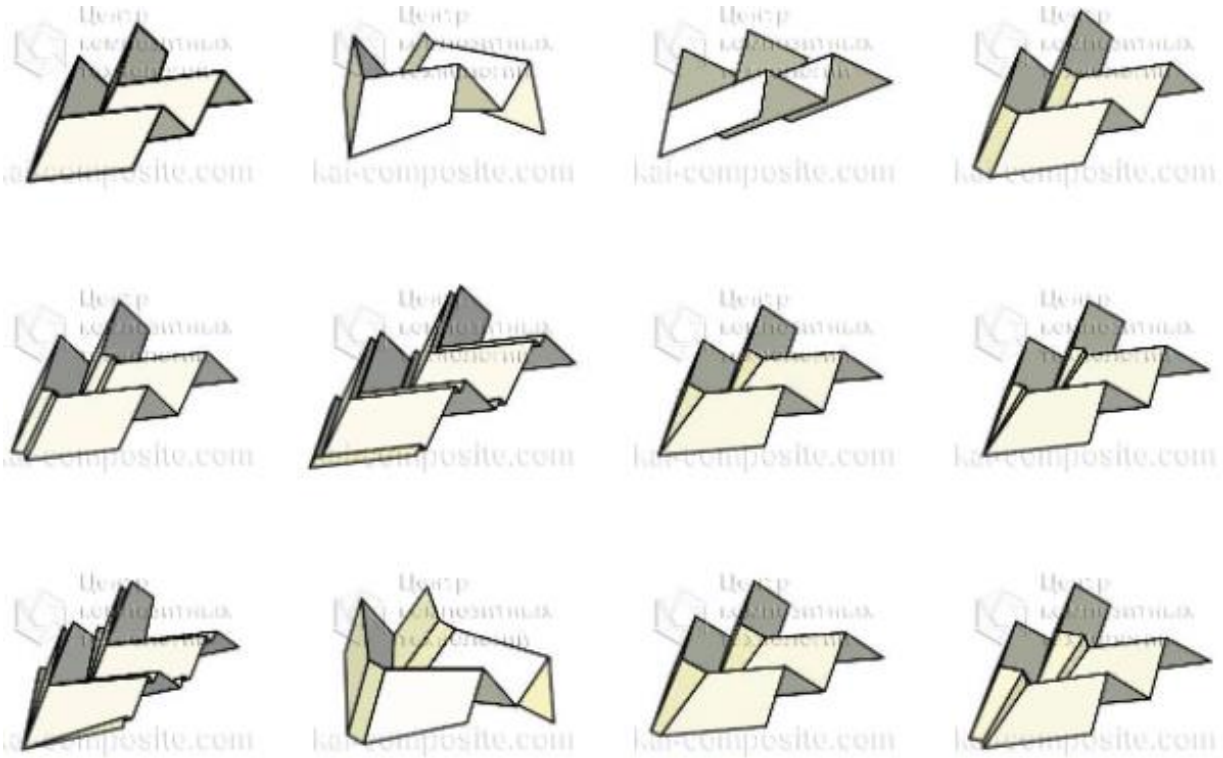


Рис. 2. Элементарные модули складчатой структуры типа z-гофр и его модификации.

Материал, из которого изготовлен складчатый наполнитель, так же оказывает влияние на его функциональность, технологичность и конструкционные свойства. Исследования в области композиционных материалов позволяет находить новые решения в вопросах

использования рельефных структур. Некоторые недостатки, связанные с геометрией элементарных модулей, могут быть устранены использованием материалов компенсирующих отрицательные свойства.

На данном этапе исследования складчатые структуры применимы в составе трехслойных панелей агрегатов имеющих плоскую форму, например, перегородки или пол кабины и фюзеляжа. Модифицированные структуры могут использоваться в частях самолета с одинарной кривизной. Однако, даже с учетом появления новых материалов, складчатые структуры не нашли себе применения в современных пассажирских летальных аппаратах. Данная ситуация дает почву для дальнейших исследований в области рельефных структур и их модификаций в составе многослойных пакетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Файзуллина Н.М. Конструкция и технология изготовления полимерного складчатого заполнителя с плоской площадкой контакта. Казань. 2017. С. 16-17.
2. Зиннуров Р.А. Оценка несущей Конструкция и технология изготовления полимерного складчатого заполнителя с плоской площадкой контакта способности складчатого заполнителя трехслойных панелей авиационных конструкций при поперечном нагружении. Казань. 2010. С. 6-7.
3. Абдуллин И.Н. Проектирование рациональных трехслойных конструкций со стержневым заполнителем. Казань. 2017. С. 24-31.
4. Центр композитных технологий [Электронный ресурс]: https://cct-kai.com/ru/eng-and-services/folded-structures/z-crimp. Изображения, термины и определения.
5. Закиров И.М., Алексеев К.А. Формообразование складчатого заполнителя одинарной кривизны // Авиакосмические технологии и оборудование. Казань. 2005. С. 160-161.

APPLICATION OF MODIFIED FOLDED STRUCTURES IN AIRCRAFT DESIGN

Solovev Semen
cemensplovev@gmail.com
Supervisor: R. Petrushenko, Candidate of Engineering Sciences, Assistant Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article analyzes the use of folded structures in the construction of aircraft based on comparative data of both already used promising developments and scientific research.

УДК 629.7.023.222

КЛАССИФИКАЦИЯ И АНАЛИЗ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Соловьев С.С.
cemensplovev@gmail.com
Научный руководитель: Р.Ю. Петрушенко, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье проводится анализ и классификация сотовых заполнителей из композиционных материалов на основе сравнительных данных перспективных разработок и научных исследований.

Как известно перед летательными аппаратами всегда стояли высокие требования к высокой прочности, жесткости и малого веса конструкции. Условия эксплуатации становятся

все более строгими. Современный самолет должен быть безопасным, экологичным, экономичным и комфортным. С развитием промышленности эти требования ужесточаются и в некоторых случаях побуждают к нахождению новых решений. Появляются новые материалы и новые методы их использования. Современные агрегаты самолета становятся более многофункциональными. В связи с потребностью удовлетворения нескольким критериям появляются трехслойные конструкции. Трехслойная конструкция (рис. 1.) представляет собой систему, которая состоит из двух внешних тонких слоев и среднего, более толстого слоя. Внешние слои изготавливаются из более прочных материалов (стали, сплавов легких материалов, дерева, пластмасс и др.), и, в зависимости от условий эксплуатации, могут состоять из нескольких разнородных материалов, являясь многослойными. Средний слой (заполнитель) изготавливают из относительно малопрочных материалов с малой плотностью (резины, из пробки, вспененного полимерного материала, пластмассы, из легкого металла в форме сот, перемычек или другой конструкции).

Сотовые заполнители можно охарактеризовать как регулярные структуры, набранные из трубчатых элементов различной формы, имеющих сквозной канал между обшивками. Оси трубчатых элементов чаще направлены по нормали.

По мере исследования сотовых конструкций были выявлены существенные преимущества:

- Высокая удельная прочность.
- Высокие показатели усталостной прочности, особенно в зонах повышенной акустической нагрузки.
- Высокие показатели жесткости и устойчивости при продольном сжатии.
- Возможность изготовления из широкого спектра различных материалов.
- Хорошие показатели звукоизоляции.
- Хорошие показатели теплоизоляции.
- Требуют меньшей трудоемкости при проектировании сборочных узлов.

Недостатком можно назвать дорогостоимость трехслойных панелей, поэтому обычно они применяются в авиастроении, где себестоимость вполне окупается снижением эксплуатационных расходов.

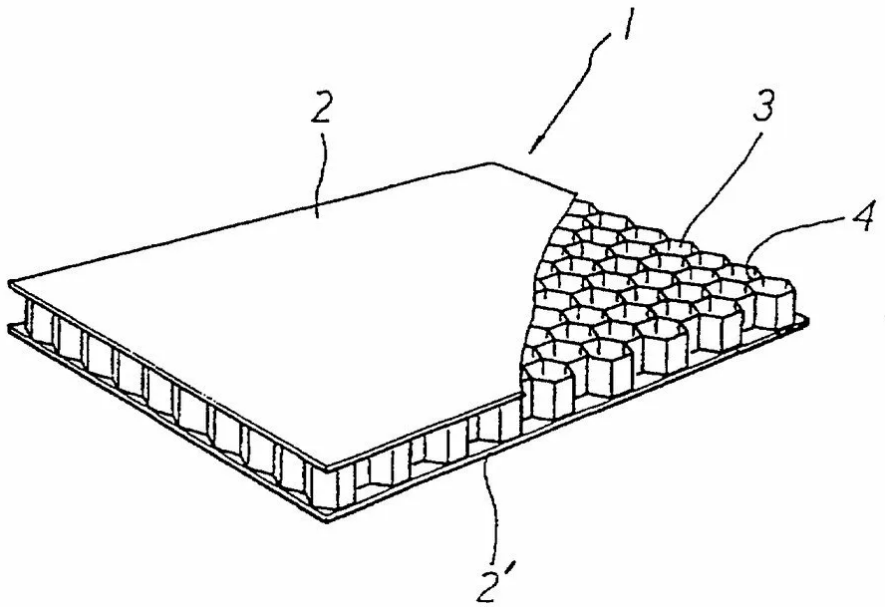


Рис. 1. Трехслойная конструкция с сотовым заполнителем: 1– трехслойная панель; 2– обшивка; 2'– клеевая пленка; 3– сотовый заполнитель; 4– стенка сотовой структуры.

Наиболее распространены соты гексагональной формы. Они обеспечивают высокую удельную прочность и наиболее технологичны в изготовлении. Однако в отдельных случаях оптимальным решением является применение иных форм сотового заполнителя (рис. 2.).

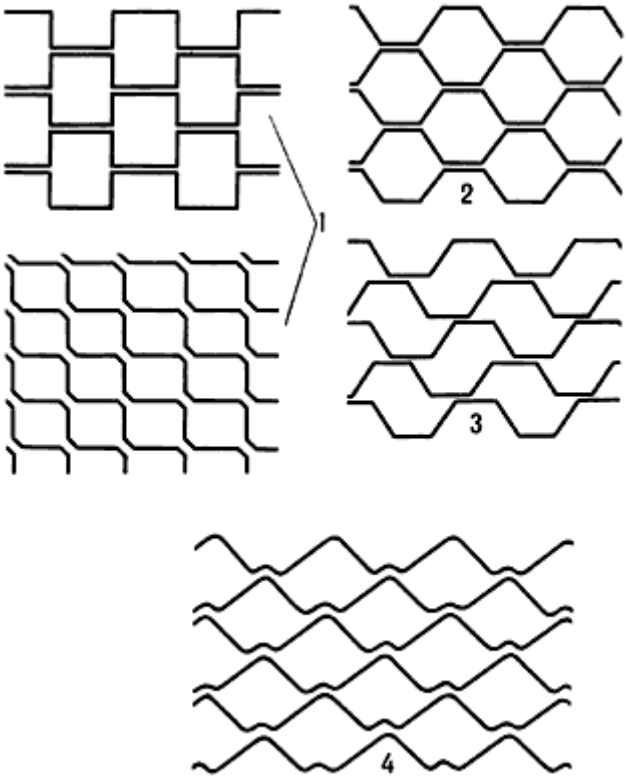


Рис. 2. Формы ячеек сотового заполнителя: 1– прямоугольная; 2– шестигранная (гексагональная); 3– шестигранная смещенная; 4– гибкая.

Задача сотового заполнителя из композитных материалов обеспечивать устойчивость и совместную работу несущих слоев, а также сохранять заданное расстояние между ними. Совместная работа слоев обеспечивается за счет их соединения с заполнителем и передачи последним усилий с одного слоя на другой; устойчивость слоев обеспечивается, так как заполнитель создает для них, можно сказать, непрерывную опору; необходимое расстояние между слоями сохраняется за счет жесткости заполнителя.

Помимо геометрических параметров важнейшим критерием, оказывающим влияние на прочность трехслойной сотовой панели, является материал из которого изготовлена структура. Ниже приведена *Таблица 1*, в которой приведены композиционные материалы используемые для создания сотовых конструкций.

В авиационной промышленности чаще всего используются сотовые структуры из материалов основанные на полимерной бумаге и стеклотканей. Преимущества полимерных бумаг перед металлами заключается в том, что они гораздо легче и не подвержены коррозии. Полимерные бумаги не так сильно подвержены старению в сравнении со стеклопластиками, а следовательно имеют больший ресурс работы и имеют более высокие прочностные характеристики. Нельзя не отметить такие важные свойства полимерных бумаг, как устойчивость к многократным изгибам, грибостойкость, термостойкость и химическая стойкость.

В промышленном масштабе для изготовления сотовых заполнителей выпускают арамидные синтетические бумаги: Nomex (фирма «Дюпон», США), БФСК на основе волокна Фенилон (Россия) и PAI-M на основе волокна Conex (фирма Tejin, Япония).

Таблица 1

Механические свойства материалов используемых для сотовых конструкций из композиционных материалов

Материал	Предел текучести, МПа	E, ГПа	$\frac{\lambda_\delta}{(1-\nu^2)}$	Масса 1 м^2 $b = 1$мм, кг	Примечание
Углепластик:					
– ткань	1280	160	0,99	1,54	Высокая прочность
– однонаправленный	3500	320	0,99	1,54	Высокая прочность
Стеклопластик:					
– мат/ПЭ*	224	14,7	0,98	1,35	Нет данных
– ткань из ровинга/ПЭ*	608	29,6	0,98	1,35	Нет данных
Стеклопластик на основе смол:					
– эпоксидной	1009	56	0,98	1,83	Низкая температура отверждения
– фенольной	769	56	0,98	1,61	Высокая теплостойкость
– полиэфирной	769	56	0,98	1,92	Низкая теплостойкость
– полиамидной	961	56	0,98	1,83	Высокая теплостойкость

*ПЭ – полиэфирное связующие; b– толщина.

Арамидные бумаги, предназначенные для производства сотовых заполнителей, изготавливаются из короткорезаного волокна длиной 2–12 мм и волокнисто-пленочного полимерного связующего. Характеристики полиамидных бумаг приведены в *Таблице 2.*

Таблица 2

Характеристики полиамидных бумаг

Показатель	Nomex	Conex	БФСК
– волокна	Полиметафениленизофталамид (ПМФИФА)		
– связующего	ПМФИФА	Полиамидоимид с миканитом	ПМФИФА
Массовая доля, %			
– волокна	35–40	Нет данных	50
– связующего	55–60	Нет данных	50
Свойства волокна:			
– линейная плотность, текс	0,22	0,055-0,333	0,22
– плотность, г/см^3	1,38	1,38	1,38
– удельная разрывная нагрузка, сН/текс	40–50	41,4	Не менее 36,3
– удлинение, %	40–50	34,0	Не менее 35,0
– модуль упругости при растяжении, МПа	7000–8000	8700	7000–9000

Наилучшие свойства имеют органические волокна, способные образовывать межмолекулярные водородные связи. Поэтому полиамиды являются перспективным материалом для производства бумаг технического назначения.

В настоящее время сотовые заполнители в составе трехслойных панелей используются во многих отраслях промышленности, том числе и в авиастроении. Вместе с развитием области композиционных материалов происходит модернизация существующих сотовых структур. Эта модернизация заключается в разработке новой геометрии ячеек, и взаиморасположение слоев. Таким образом удалось добиться улучшения звукопоглощения добавив мембрану на одну часть ячеистой структуры. Это в очередной раз доказывает перспективность трехслойных панелей с сотовыми заполнителями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Гиясов Б.И., Серёгин Н.Г., Серёгин Д.Н. Трехслойные панели из полимерных композиционных материалов. Москва. 2015. С. 4-12.

2. Зиннуров Р.А. Оценка несущей Конструкция и технология изготовления полимерного складчатого заполнителя с плоской площадкой контакта способности складчатого заполнителя трехслойных панелей авиационных конструкций при поперечном нагружении. Казань. 2010. С. 6-7.

3. Абдуллин И.Н. Проектирование рациональных трехслойных конструкций со стержневым заполнителем. Казань. 2017. С. 21-24.

CLASSIFICATION AND ANALYSIS OF CELLULAR STRUCTURES FROM COMPOSITE MATERIALS

Solovev Semen

cemensplovev@gmail.com

Supervisor: R. Petrushenko, Candidate of Engineering Sciences, Assistant Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article analyzes and classifies honeycomb fillers made of composite materials on the basis of comparative data of promising developments and scientific research.

УДК 62-03

О ПРИМЕНЕНИИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ КАТАПУЛЬТНОГО КРЕСЛА

Солодянникова А.В.

viking.angel01@gmail.com

Научный руководитель: Левшенков Н.В., к.т.н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева–КАИ, г.Казань)

Данная работа направлена на изучение вопроса о возможности использования композиционных материалов в конструкции катапультного кресла, в связи с тем, что композиционные материалы стремительно врываются в авиастроительную промышленность. Было рассмотрено катапультное кресло К-36Д-3,5. В данной работе представлены краткая информация о катапультном кресле К-36Д-3,5, его технической эксплуатации, материалах, используемых в его конструкции, их механических свойств, а также их сравнение с композиционными материалами и выводы по проделанной работе.

К-36Д-3,5 – кресло катапультное

В 1994 году генеральным конструктором Г.И. Севериным было принято решение о создании нового катапультного кресла с электронной системой автоматики, позволяющей более полно использовать бортовые вычислительные машины самолета для получения не только данных по высоте и скорости самолета, но и данных о его положении в момент катапультирования (рис.1).

Рисунок 14-Катапультное кресло К-36Д-3,5

Этому креслу был присвоен шифр К-36Д-3,5. Сохранив в своей конструкции все хорошо зарекомендовавшие себя элементы К-36Д - принудительный ввод парашюта, систему разделения, фиксацию рук, ног, пояса, дефлектор и стабилизирующие штанги, кресло К-36Д-3,5 имеет меньшую массу и меньшие габариты, на нем установлены двигатели бокового разворота (ДБР), которые, с одной стороны, парируют крен, а с другой обеспечивают «разведение» траекторий кресел при парном катапультировании. На креслах проекта «3,5» была введена система снижения перегрузок катапультирования за счет изменения углов сопел ракетного двигателя и дюзы в стреляющем механизме в зависимости от массы летчика. На креслах К-36Д-3,5 ракетный двигатель имеет 2 сопла, расположенных по его торцам, что позволяет не только регулировать тягу поворотом сопел друг относительно друга, но и обеспечивать безопасное катапультирование впереди сидящего лётчика. На креслах К-36Д-3,5 также предусмотрено отключение ракетного двигателя при катапультировании из перевернутого положения самолета, что существенно уменьшает в этом случае минимально безопасную высоту.

Для проведения своего исследования были рассмотрены основные части катапультного кресла (сиденье, коробка механизмов, заголовник) и материалы, из которых они изготовлены.

Сиденье - описание и работа

Сиденье (рис. 2) - является основным блоком кресла, который посредством стреляющего механизма соединен с коробкой механизмов и заголовником. На сиденье установлены ограничители разброса рук, приводы управления фиксацией плечевых и механизм притяга поясных ремней, механизмы подъема и притяга ног, узлы защитного дефлектора, механизм управления катапультированием и отрывные разъемы электрооборудования. В нижней части сиденья установлен ракетный двигатель твёрдого топлива (РДТТ). Передний люк сиденья закрыт съемной спинкой. За спинкой в каркасе

сиденья размещены блоки и жгуты системы электрооборудования кресла, пиросистемы фиксации и разделения. На чашку сиденья устанавливается профилированная крышка с кислородным оборудованием и носимым аварийным запасом (НАЗом). Подушка, установленная на крышку и мягкая обивка спинки образуют опорные поверхности сиденья для размещения летчика (Таблица 1).

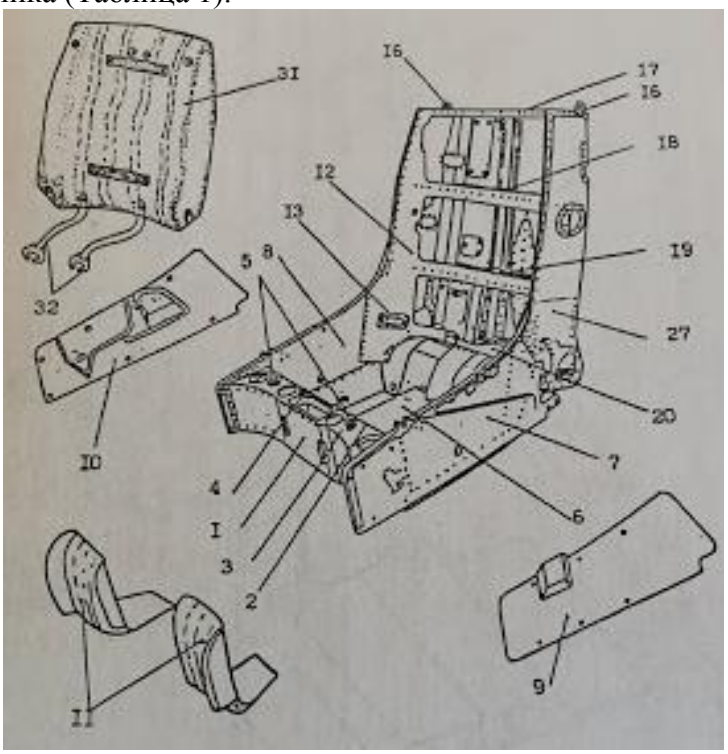


Рисунок 15-Сиденье

1- стенка передняя; 2 - стенка задняя; 3 - балка верхняя; 4 - опора; 5 - болт грузовой; 6 - чашка; 7 - боковина левая; 8 - боковина правая; 9 - кожух левый; 10 - кожух правый; 11 - ложементы голени; 12 - обшивка внутренняя; 13 - раструб; 16 - проушины; 17 - шпангоут № 1; 8 - шпангоут № 2; 19 - шпангоут № 3; 20 - шпангоут № 4; 21 - балка нижняя; 22 - обшивка левая нижняя; 23 - обшивка правая нижняя; 24 - кронштейн левый; 25 - кронштейн правый; 6 - бобышки нижние; 27 – обшивка левая верхняя; 28 - обшивка правая верхняя; 29 - балка; 30 - бобышки верхние; 31 - спинка профилированная; 32 - фиксаторы свободных концов ППС.

Таблица 1

Материалы деталей сиденья

Материал	Деталь	Покрытие
Текстолит ПТК-5	Накладка	Эпоксиуретановый лак УР-231- 1 слой
Плита Д16.Б ГОСТ17232-99	Балка нижняя Балка верхняя Шпангоут Боковина левая Боковина правая Подкладка Опора Стенка передняя Стенка задняя Обшивка внутренняя Прокладка	Хим. Окс. ТТ по ГОСТ 9.301 – 86 Грунтовка ЭП – 076, желтая, ТУ 6 – 10 – 755 – 8

Сталь 30ХГСА ГОСТ4543-2016	Кронштейн Проушина	Кд.9 фос.окс. (гфж136-41) ТТ- по ГОСТ9.301-86.
Алюминиевый сплав АК8 ГОСТ4784-2019	Бобышка Корпус	Хим. Окс. ТТ по ГОСТ 9.301 − 86 Грунтовка ЭП − 076, желтая, ТУ 6 − 10 − 755 − 8
Лист АМг6.Б.М.1.0 ГОСТ21631-76	Чашка	Хим. Окс. ТТ по ГОСТ 9.301 − 86 Грунтовка ЭП − 076, желтая, ТУ 6 − 10 − 755 − 8
БрАЖ9-4 ГОСТ1628-78	Втулка	Хим. Пас. ТТ по ГОСТ9.301-86

Коробка механизмов-описание и работа

Коробка механизмов (рис. 3) является агрегатом кресла, объединяющим в единый блок систему стабилизации, механизм притяга и стопорения плечевых ремней и ходовой винт регулировки сиденья по росту. Сверху на корпусе установлены телескопические штанги системы стабилизации. На задней стороне корпуса установлены резаки ремней плеч с тросами, подсоединяемыми к траверсе механизма ввода парашюта, направляющая отбора газов из МВП системы отделения летчика и отрывной электроразъем питания ДБР. Снизу, в плоскости симметрии, установлен пиромеханизм системы стабилизации. На нижней части корпуса расположены узлы системы притяга плеч. Коробка механизмов соединяется с сиденьем ходовым винтом, пропущенным в среднее отверстие верхнего шпангоута и удерживается от разворота направляющими трубами (Таблица 2).

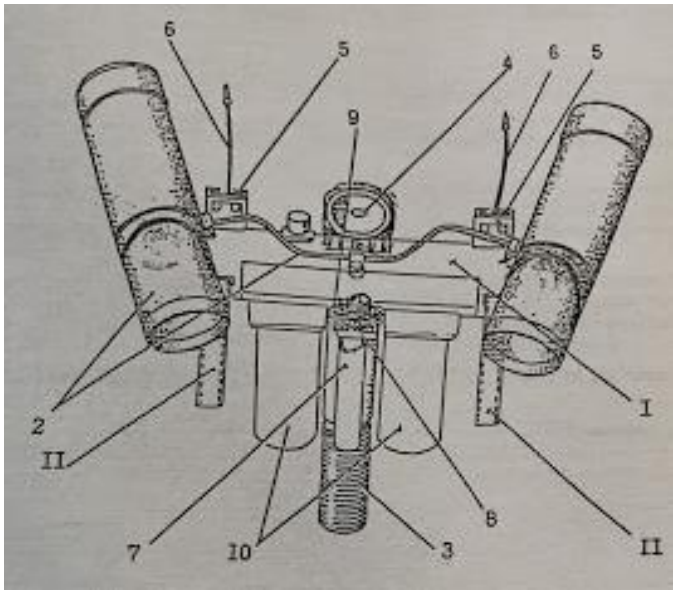


Рисунок 16-Коробка механизмов

1 - механизм притяга плеч; 2 - система стабилизации; 3 - ходовой винт; 4 - крепежный штырь; 5 - резак ремней плеч; 6 - трос; 7 - защитная труба; 8 - винт крепления защитной трубы; 9 - планка крепления зачековочного фала клапанов парашютной камеры; 10 - направляющие трубы; 11 - ремень притяга плеч.

Таблица 2

Материалы деталей коробки механизмов

Материал	Деталь	Покрытие
Сталь 30ХГСА-3 ГОСТ4543-2016	Планка Винт установочный Хомут Штырь Винт ходовой	Х24 тв. фос.окс. (гфж136-41) ТТ- по ГОСТ9.301-86
В95 п.ч. ГОСТ4784-2019-91	Труба защитная	Ан. Окс. Нхр ТТ- по ГОСТ9.301-86
Магниевый сплав мл-5пч ГОСТ2856	Корпус	$\frac{\text{Ан. Окс. нхр. ТТ по ГОСТ } 9.301-86}{\text{Эмаль ЭП} - 140\text{, черная, ОСТ } 1-90055-85}$
ВТ6с ТУ-1-5-421-90	Втулка	Оксидировать по 263-36-89ПИ

Заголовник - описание

Заголовник (рис. 4) служит для размещения спасательного парашюта и фиксации головы члена экипажа. Спасательный парашют уложен в камеру, закрепленную силовыми лентами к скобам, установленным на винтах в контейнере заголовника, а чехол парашюта крепится к верхней части заголовника. Передняя стенка с мягкой обшивкой образует ложемент под голову члена экипажа (Таблица 3).

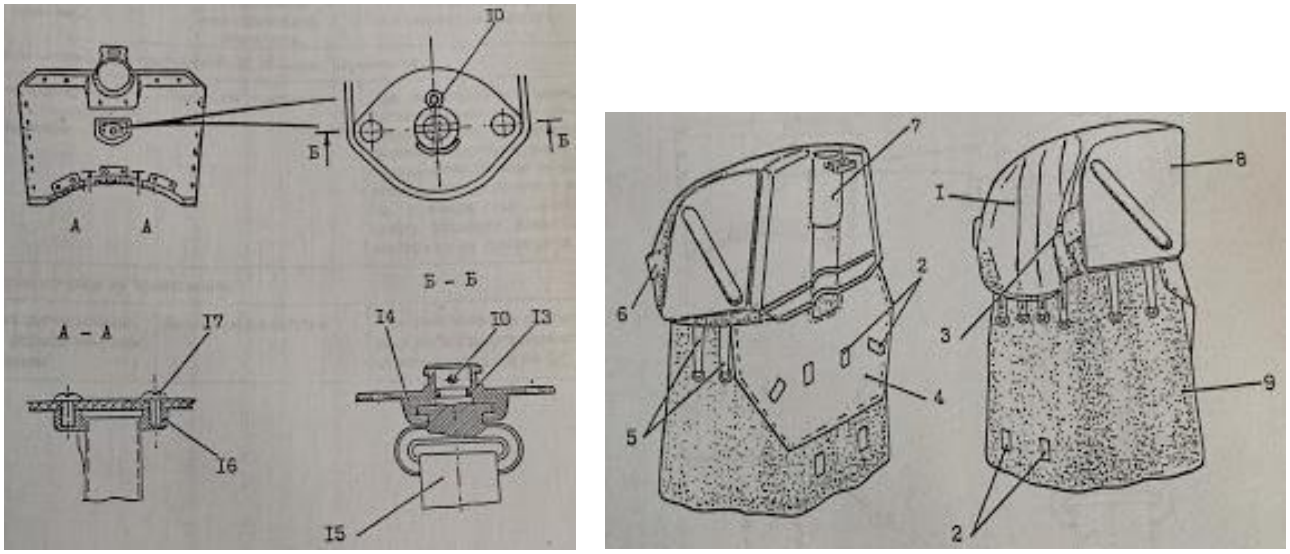


Рисунок 17-Заголовник

1 - ложемент; 2 - петли; 3 - вшивка ткани белого цвета; 4 - фартук;
5 - ленты камеры с кольцами; 6 - шлевки; 7 - труба; 8 - контейнер; 9-камера;
10 - шплинт; 13 - кольцо уплотнительное; 14 - замок штыря;
15 - штырь с петлей крепления чехла парашюта; 16-скоба; 17 - винт.

Таблица 3

Материалы деталей заголовника

Материал	Деталь	Покрытие
Круг 30ХГСА ТУ-14-3-675-78	Скоба Пробойник центральный (нож)	Кд.9 фос.окс. (гфж136-41) ТТ- по ГОСТ9.301-86
Лист Д16.А.М. ГОСТ21631-76	Каркас	Ан. Окс. нхр ТТ- по ГОСТ9.301-86
Пенополиуретан ППУ-208-2 ТУ-6-05-2023-86	Ложемент	———

Анализ результатов

Анализируя данные, полученные в ходе исследования, была составлена диаграмма (Рис.5), которая отображает статистику наиболее использованных материалов при изготовлении катапультного кресла К-36Д-3,5, из диаграммы видно, что это алюминиевые сплавы и сталь 30ХГСНА. Также следует подчеркнуть, что именно эти сплавы являются авиационными материалами. Широкое распространение алюминиевых сплавов в авиации объясняется высокими значениями их удельной прочности и хорошими технологическими свойствами.

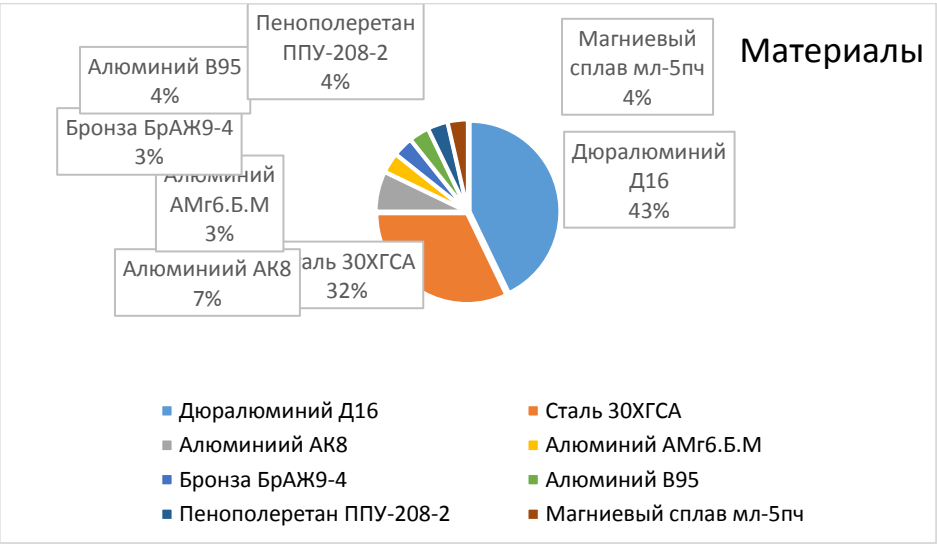


Рисунок 5-Материалы конструкции

Также в современном авиастроении широкое применение нашли композиционные материалы. Использование таких материалов дало возможность существенно снизить массу конструкции (вес композитных деталей обычно не превышает 20% от веса аналогичных деталей, изготовленных из алюминия). При этом композиционные детали прочнее, устойчивее к давлению, а также не подвержены ржавчине. Именно поэтому у меня возник вопрос, возможно ли использовать композиционные материалы в изготовлении катапультного кресла?

Главным приоритетом при создании катапультного кресла является безопасность летчика.

Поэтому было произведено сравнение композиционных материалов с уже применяемыми металлическими сплавами по их механическим характеристикам (Таблица 4).

Таблица 4

Сравнение физико-механических показателей различных материалов

Показатель	Материал			
	Ст 30ХГСА	Д16	АМг6	Композит
Плотность материала, г/см^3	7,8	2,8	2,6	1,72
Допускаемое напряжение при растяжении, МПа	200	270	147	138,5
Модуль нормальной упругости, МПа	200*10^3	6,8*10^3	6,9*10^3	5,1*10^3
Допускаемое напряжение при изгибе, МПа	240	270	147	77,5
Ударная вязкость, кДж/м^2	882	230	392	172

В данном сравнении интерес представляет именно ударная вязкость. Ударная вязкость характеризует устойчивость материала к воздействию ударной нагрузки, по сути, хрупкость материала. Ударная вязкость композита в 0,5 раз меньше, чем у Д16 и в 2 раза меньше, чем у АМг6. Для сталей этот показатель гораздо больше. Таким образом, можно сказать, что в качестве конструкционного материала для катапультного кресла композит проигрывает металлическим сплавам в жесткости и сопротивлении удару, так как после удара в детали из композиционного материала образуются микротрещины, которые при циклических нагрузках приводят к расслоению материала.

Также нужно рассмотреть пределы рабочей температуры материалов, так как внутренняя механизация катапультного кресла работает при температурах от -60 до 60 °С. Известно, что композиты не выдерживают температуры, а значит нельзя заменить композиционными материалами, например, детали механизмов. В то время как, сплав В95 сохраняет достаточно высокие механические свойства при температурах до 100—120° С.

Для деталей и узлов конструкций, работающих при температурах выше 120° С, следует применять теплопрочный алюминиевый сплав Д16.

Выводы

Нельзя полностью сконструировать катапультное кресло из композиционных материалов в силу особенностей их механических свойств и технологических требований к креслу, по крайне мере пока не создали новых материалов. Но можно использовать композиционные материалы в боковых деталях, таких как ложемент, боковины и стенки, так как это ускорит сборку, дает возможность получать изделия сложной формы и уменьшает вес конструкции, но композиционные материалы пока что значительно дороже, чем металлы, и их использование окупается лишь при долгой эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1.Соболев П.П., «Полвека со «Звездой»: художественная литература/ П.П.Соболев – М.: Радис – РРП,2017. –116 с. – илл – ISBN 978-5-906239-10-5

2. Кантор Б., «Звездный путь Гая Северина»: художественная литература/ Б.Кантор – М.: ЗАО «Издательский дом «Аргументы недели», 2015. – 288 с. – илл – ISBN 978-5-9906488-9-0

3. 903-9200-1000.0 РЭ Кресло катапультное К-36Д-3,5 Руководство по технической эксплуатации.

4. СПРАВОЧНИК «АВИАЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ»: сайт. – URL: https://www.viam.ru/reference_book (дата обращения: 10.09.2021). – Текст: электронный.

5. Быстрее, выше, прочнее: сайт. – URL: https://energovector-com.turbopages.org/energovector.com/s/energoznanie-bystree-vyshe-prochnee.html (дата обращения: 05.09.2021). – Текст: электронный.

ABOUT THE APPLICATION OF COMPOSITE MATERIALS IN THE CONSTRUCTION OF THE CATAPULT CHAIR

Solodyannikova A.V.
viking.angel01@gmail.com
Supervisor: N.V. Levshenkov, Candidate of Technical Sciences
(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan*)

This work is aimed at studying the issue of the possibility of using structural materials in the composite of an ejection seat, due to the fact that composite materials are rapidly breaking into the aircraft industry. The ejection seat K-36D-3,5 was considered. This paper provides brief information on the K-36D-3,5 ejection seat, its technical operation, the materials used in its design, their mechanical properties, as well as their comparison with composite materials and conclusions on the work done.

УДК 621.98.042

ФОРМООБРАЗОВАНИЕ ДЕТАЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ДРОБЕСТРУЙНОЙ ОБРАБОТКИ

Тимин А.М, Фатыхов К.Ф.
stingon53@gmail.com, kalipzo1337@gmail.com
Научный руководитель: В.Х. Абдуллина, к.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В российской авиационной промышленности формообразование обшивок панелей самолетов в основном осуществляется методом прессовой гибки с последующей доводкой контура обдувкой дробью на дробеструйных аппаратах. Однако для формообразования панели хвостовой части ТУ 160 применение прессовой гибки не представляется возможным, так как у данной детали имеются ребра жесткости.

Для большинства деталей обшивок самолёта актуально применение дробеструйной обработки, так как при данном виде работе формообразования возможно обрабатывать детали сложной формы одинарной и двойной кривизны с ребрами жесткости, а также при данном виде формообразования происходит поверхностное упрочнение за счет наклепа, что позволяет повысить эффективность производства.

В работе представлены результаты исследования влияния дробеструйной обработки на характеристики алюминиевых пластин из сплава Д16Т, из которого изготавливают детали обшивки самолета ТУ 160.

Процесс формования дробью существенно отличается от традиционных способов прессовой гибки, а также применяемых способов посадки и разводки материала как по физической сущности, так и по достигаемым результатам и технологическим последствиям.

Формовка дробью осуществляется путем ударного воздействия потока дроби (шариков), как правило, стальной, на поверхностный слой детали, который, удлиняясь в пластической области, вызывает изгиб детали в сторону потока дроби. Комбинируя направления потоков дроби и сторону детали, на которую он воздействует, а также варьируя интенсивностью потока и применяя другие технологические приемы, возможно получение сложной формы деталей, особенно седловидной.

Силовая нагрузка на деталь, вызывающая пластическую деформацию поверхностного слоя, представляет собой сумму воздействия единичных ударов шариков. Упругая разгрузка происходит после каждого единичного удара и по фазе нагрузки и разгрузка практически

происходят одновременно. Поэтому дробеударное формование характеризуется отсутствия пружинения, что является типичным недостатком прессовых методов формования. Это позволяет более точно получать заданный контур детали и существенно снизить трудоемкость формования.

После формования дробью в результате упругой разгрузки в поверхностном слое возникают остаточные напряжения сжатия, положительно влияющие на усталостную долговечность и стойкость к коррозийному воздействию (хотя их поле не всегда равномерно). После прессовой гибки напряженно–деформированное состояние поверхностного слоя непредсказуемо. Поэтому, после использования любого процесса формования для создания равномерного поля остаточных сжимающих напряжений, на всех поверхностях необходимо проведение процесса дробеударного упрочнения [1, 2].

В связи с тем, что после прессовой гибки напряженно-деформированное состояние поверхностного слоя неопределимо, наложение на это состояние напряжений и деформации от упрочнения приводит к неопределенным по величине и направлению поводкам, которые могут устраняться только в процессе упрочнения деталей на основе выявления фактических поводок при использовании труда оператора высокой квалификации. После формования дробью упрочнение также приводит к поводкам, но в связи с определенностью напряженно-деформированного состояния поверхностного слоя формированной детали, эти поводки имеют предсказуемый систематический характер и их устранение может быть предусмотрено заранее за счет технологических приемов и при механизации процесса.

Дробеударное формование в отличие от прессовой гибки не приводит к снижению пластических свойств массы материала детали, т. к. при этом процессе отсутствуют многократные пластические перегибы, что характерно для условий прессовой гибки при использовании универсальной оснастки. При формовании дробью не требуется также наличие и обработки специальной штамповой оснастки, что необходимо для прессовой гибки в условиях серийного производства для обеспечения производительности и для уменьшения вредного воздействия гибки на свойства материала.

В связи с высоким уровнем механизации производства и предсказуемостью последствий дробеударного формообразования сертификация производства в этом случае существенно облегчается в сравнении с процессом формования деталей на прессе [3].

К недостаткам процесса формования дробью относится необходимость зачистки обдутой дробью поверхности, так как шероховатость поверхности после обдувки растет до глубины неровностей ~0,1 мм; при этом форма неровностей представляет собой лунки-отпечатки от ударов дроби. Зачистка может производиться как механизированным, так и ручным способами.

Держателем формы деталей являются внутренние остаточные напряжения сжатия в поверхностном слое, глубина залегания которых в деталях из алюминиевых сплавов составляет 1…2 мм. Поэтому частичное удаление поверхностного слоя при зачистке или подгонке приводит к некоторому разгибанию деталей, которое учитывается при формовании или, если оно незначительно, им пренебрегают. В условиях эксплуатации релаксация остаточных напряжений почти не происходит в форма не изменяется.

Объектом изучения является деталь «Панель» – это деталь хвостовой части обшивки самолета ТУ 160, изготовленная из алюминиевого сплава Д16Т.

Сплав Д16Т – это дюралюминиевый сплав, обладающий стабильной структурой, высокими прочностными характеристиками, повышенным сопротивлением микроскопической деформации в процессе эксплуатации.

Дюралюминий Д16Т относится к алюминиевым сплавам системы Al-Cu-Mg, легирующим элементом является марганец. Добавление марганца служит для повышения коррозионной стойкости и улучшения механических свойств.

Включение железа негативно сказывается на характеристики Д16Т, так как оно не растворяется в алюминии. Железо кристаллизуется в сплаве в виде грубых пластин, снижая

его пластичные и прочностные характеристики. Помимо этого, железные примеси связывают медь, результатом чего является уменьшенная прочность сплава. В связи с этим, содержание железа строго контролируется ГОСТ 4784–2019 и не может превышать 0,5–0,7 %.

В результате термической обработки сплав Д16Т становится более пластичным и прочным. Из него производят такие детали как: листы, панели, уголки, трубы, плиты. Изделия из дюралюминия легче стали благодаря чему они находят широкое применение в корабле-, самолето-, машино- а также ракетостроении.

Для защиты от коррозии поверхность сплава подвергают плакировке техническим алюминием, анодированием или лакированием.

Дополнительная термообработка позволяет улучшить качества дюралюминия. Закалка материала происходит при температуре 500–505 °С (в более высоких пределах возможен пережог алюминия), затем он закаляется в воде при температуре 250–350 °С. На последнем этапе сплав подвергается естественному старению при комнатной температуре, благодаря чему достигается максимальная твердость для этого класса 120–130 НВ.

Для изучения влияния дробеструйной обработки подготовили 5 образцов сплава алюминия Д16Т в виде пластин размерами 100×20 мм. Провели замеры толщины образцов на микрометре типа МК с диапазоном измерения 0-25 мм с ценой деления 0,01 мм.

На четырех образцах меняли давление в смесительной камере установки «Каскад», пятый образец являлся контрольным, т. е. без обработки. На образцах после дробеструйной обработки измерили величину прогиба. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1

Прогиб образцов после дробеструйной обработки

№ образца	Толщина образца, мм	Режим обработки			Количество проходов	Прогиб образца, мм
		размер дроби, мм	давление, атм	время обработки, мин		
1	2,04	-	-	-	-	-
2	2,03	1-1,2	0,8	0,5	1	0,75
3	2,04	1-1,2	1,0	0,5	1	1,00
4	2,05	1-1,2	1,5	0,5	1	1,25
5	2,02	1-1,2	1,8	0,5	1	1,75

Из результатов, представленных в таблице 1 видно, что при увеличении давления подачи дроби возрастает прогиб образца. Далее провели исследования микротвердости на твердомере с цифровым дисплеем HVS-1000 по ГОСТ 9012–59. Показатели твердости приведены в таблице 2

Таблица 2

Показатели твердости по Бринеллю НВ (давление 50г)

№ испытания / №образца	1	2	3	4	5	6	Среднее значение
1 образец	110	118	110	127	118	118	117
2 образце	148	127	118	127	127	127	129
3 образце	127	118	118	127	127	137	126
4 образец	118	127	118	118	127	127	123
5 образец	127	118	118	127	118	127	123

Из результатов микротвердости алюминиевых пластин, представленных в таблице 2 видно, что у образцов после дробеударной обработки есть небольшие изменения, однако они лежат в приделах отклонения прибора.

По результатам исследований, представленных в данной работе, можно сделать вывод, что у образцов, изготовленных из сплава Д16Т, после дробеструйной обработки происходит гибка. Величина прогиба зависит от давления подачи дроби в смеси. Однако, для их упрочнения однопроходной обработки недостаточно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Дубинкин Д.М. Технология конструкционных материалов: Уч. пос. / Д.М. Дубинкин, Г.М. Дубов, Л.В. Рыжикова; Кузбас. гос. техн. ун-т. – Кемерово, 2010. – 206 с.

2. Пашков А.Е. Об особенностях применения отечественной и зарубежной технологии формообразования обшивок и панелей самолетов / А.Е. Пашков // Вестник ИрГТУ – 2015. №5. С 18-21.

3. Бигеев В.А. Основы металлургического производства: учебник / В.А. Бигеев, К.Н. Вдовин, В.М. Колокольцев [и др.]; под общ.ред. В.М. Колокольцева. – 2-е изд., стер. – С.-Пб: Лань, 2020. – 616 с.

SHAPING OF PARTS USING SHOT BLASTING

Timin A.M., Fatykhov K.F.

stingon53@gmail.com, kalipzo1337@gmail.com

Supervisor: V. Abdullina, Candidate of Technical Sciences

(*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan*)

For most aircraft skin parts, the use of shot blasting is relevant, since with this type of shaping work, it is possible to process parts of a complex shape of single and double curvature with stiffening ribs, and with this type of shaping, surface hardening occurs due to work hardening, which makes it possible to increase production efficiency.

The paper presents the results of a study of the effect of shot blasting on the characteristics of aluminum plates, from which the skin parts of the TU 160 aircraft are made.

УДК 629.7.025.2

АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА В КОНСТРУКЦИИ КИЛЯ САМОЛЕТА НА ПРИМЕРЕ СУ-25СМ

Хайруллин Д.Р.

damirka2000@mail.ru

Научный руководитель: Д.М. Беззаметнова, старший преподаватель

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье приводится альтернатива применению традиционных материалов в конструкции планера и, в частности, киля. Приводятся первичные теоретические результаты расчета киля самолета Су-25СМ с применением композиционных материалов.

Как известно, планер любого самолета состоит из крыла, фюзеляжа, оперения и шасси. Вертикальное оперение, о котором пойдет речь, обеспечивает самолёту путевую устойчивость, управляемость и балансировку относительно вертикальной оси. Оно состоит из неподвижной поверхности – киля и шарнирно подвешенного к нему руля направления.

Киль штурмовика Су-25СМ представляет собой консольную балку, к задней кромке которого крепится руль направления полета. В конструкцию самолета также входят два

лонжерона: первый располагается позади носка киля, а второй перед передней кромкой руля направления. На первом лонжероне располагаются крепления киля к хвостовой части фюзеляжа, а на заднем – узлы навески руля направления.

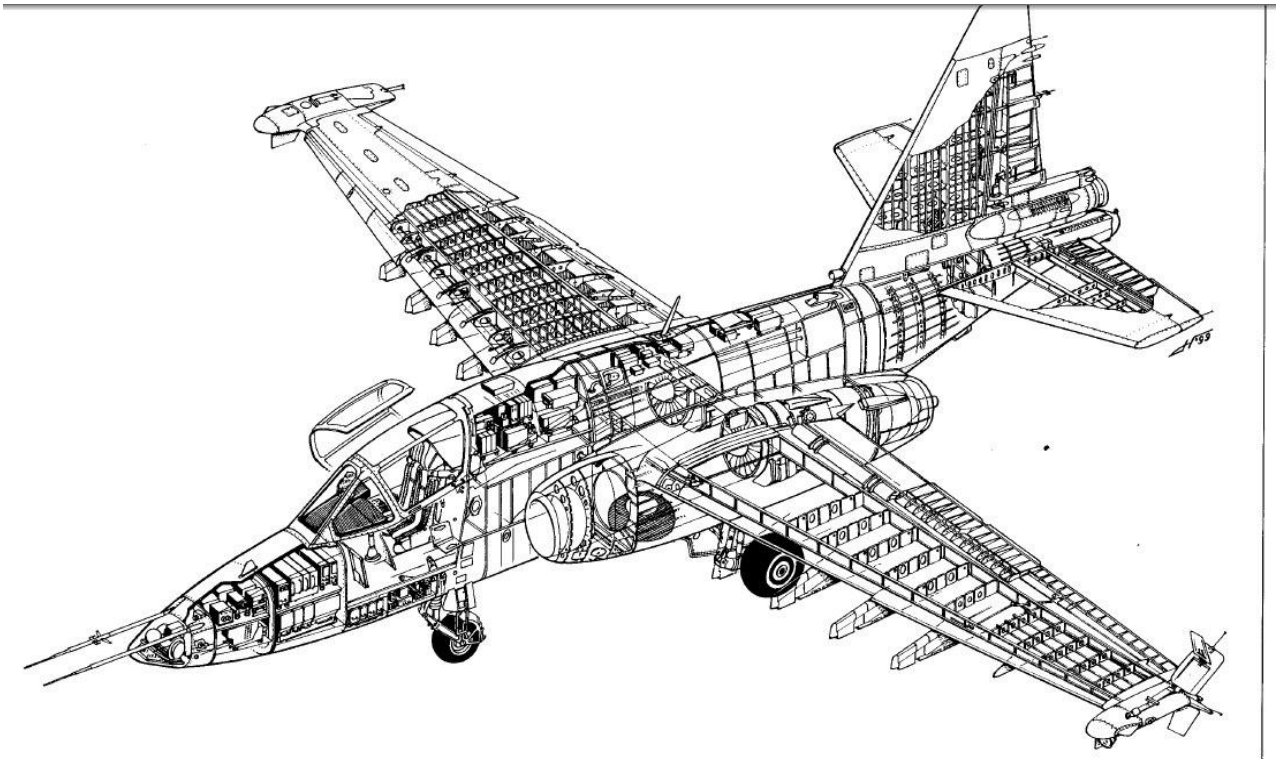


Рис.1. Компоновочная схема самолета Су-25СМ.

Самолет Су-25СМ, прошедший модернизацию, с 2015 года стоит на вооружении ВКС России. Сама же машина Су-25 была разработана еще 1970-х и к настоящему времени уже не отвечает требованиям времени, однако применение современных технологий как в «начинке», так и в конструкции самолета, позволило сделать штурмовик боеспособным. Одним из пунктов глубокой модернизации могло стать широкое применение композиционных материалов в нагруженных конструкциях обшивки, силовых элементах планера и в силовой установке. Так, основываясь на зарубежном опыте, мы можем проследить уменьшение стоимости производства и удобства эксплуатации самолетов, облегчение конструкции планера и улучшение ряда аэродинамических характеристик. Примерами могут служить самолеты F-111 и C-130 «Hercules» фирмы «Lockheed», в конструкции хвостовой части и кессона центроплана которых применялся бороалюминий; на истребителе F-4 «Fantom» фирмы «McDonnellDouglas» применение композитов позволило сократить число деталей с 240 до 84.

Основываясь на данных композиционных материалов, мы можем выделить несколько наиболее подходящих и произвести последующий предварительный расчет.

Анализируя данные сводной таблицы, а также изучая опыт иностранных компаний и отечественных исследовательских институтов, таких: как ФГУП «ВИАМ», мы можем выделить целый ряд достоинств композитов, обеспечивающих их преимущество над прочими конструкционными материалами, однако есть и свои недостатки:

1. Анизотропия ПКМ – свойство композита изменяться в зависимости от направления нагрузки;

2. Влияние условий эксплуатации самолета и температурно-временных факторов на механические свойства материала;

3. Высокая цена производства бороалюминиевых и боропластиковых композитов, вызванных энергоемкой технологией их производства;

4. Критические последствия возможной ошибки, которую могут допустить на этапе расчета на прочность силовых элементов из ПКМ и МКМ.

Вышеуказанные факторы не позволяют широко применять композиты в авиации, но не смотря на это наблюдается ежегодный рост их использования, вызванный развитием науки в направлении новых материалов.

Для предварительного расчета киля самолета Су-25СМ был выбран бороалюминий.

Таблица 1

Сравнение физико-механических характеристик полимерных и металлических композиционных материалов с различными конструкционными материалами

Тип материала	Прочность, МПа	Модуль упругости, ГПа	Плотность, гр./куб.см
Бороалюминий	+(1400…1200) -2000	220…240	2,66-2,7
Углеалюминий	1100…600	180…200	1,25
Углепластик	+1100 -450	180	1,5
Боропластик	+(1600…1200) -2400	210	2,0
Алюминиевый сплав (2024-Т4)	450	73	2,7
Титан	950	110	4,5
Малоуглеродистая сталь (55 сорт)	450	205	7,8
Нержавеющая сталь (А5-80)	800	196	7,8
Быстрорежущая сталь (17/4 Н900)	1241	197	7,8

Таблица 2

Исходные данные киля самолета Су-25СМ

b_0, м	b_k, м	$L\ (h)$, м	S, м^2	$x_д$	P, Н	χ, °
2,9	0,8	2,51	4,6435	$0{,}5b_k$	88700	35

b_0 – длина корневой хорды профиля;

b_k – длина концевой хорды профиля;

$L\ (h)$ - высота киля;

S – суммарная площадь профиля киля;

$x_д$ – координата центра давления профиля;

P – нагрузка, действующая на киль во время полета;

χ – угол стреловидности.

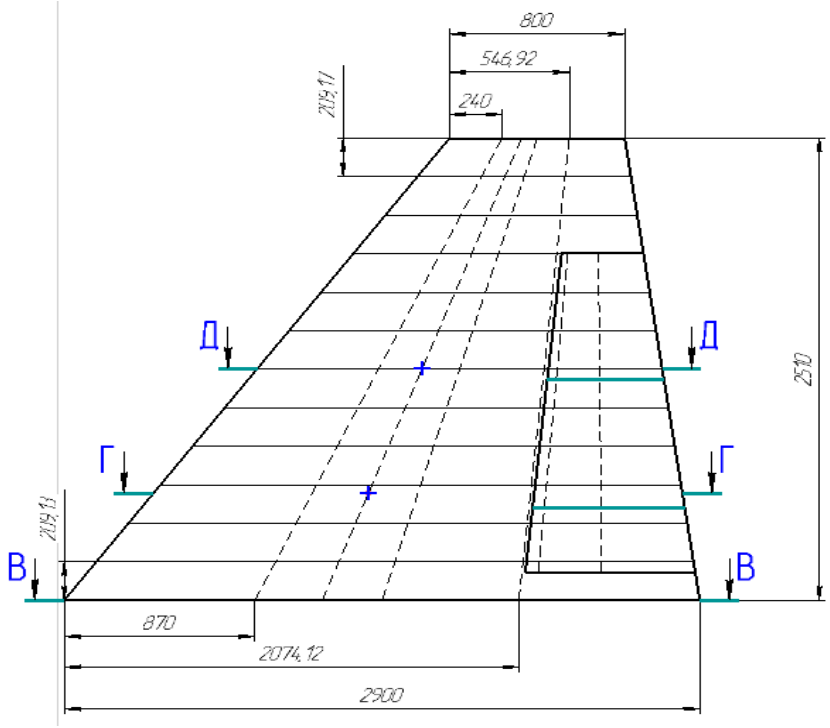


Рис.2. Теоретический чертеж киля самолета Су-25СМ

В ходе расчета, реакции опор получились следующими: R_1= 13485.5 Н, R_2=20514.5Н.

После определения нагрузок были построены эпюры перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов неподвижной части вертикального оперения. С использование современного вычислительного пакета Wolfram Mathematica, были получены следующие эпюры:

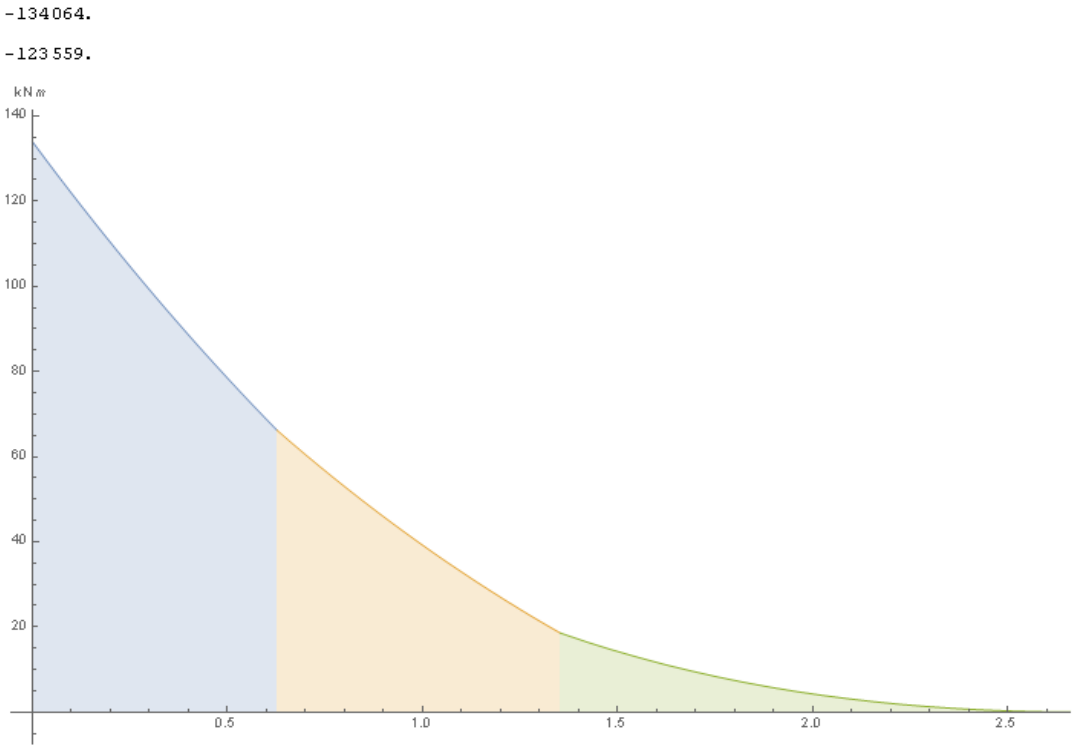


Рис.3. Эпюра изгибающего момента

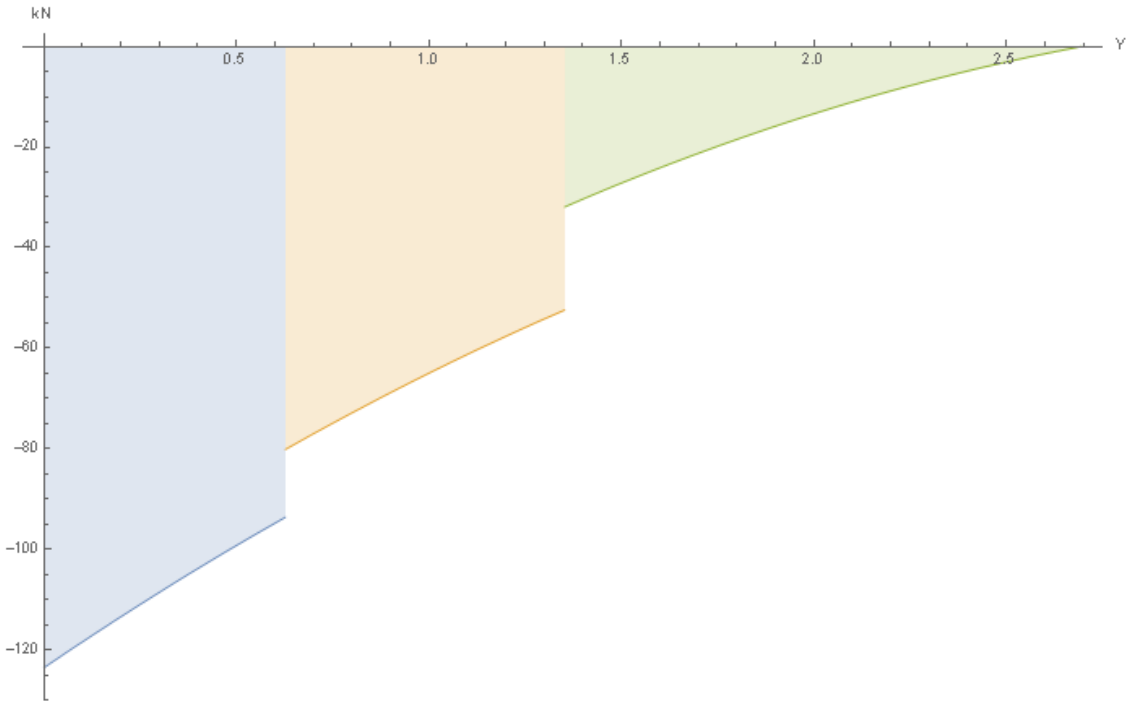


Рис.4. Эпюра перерезывающей силы

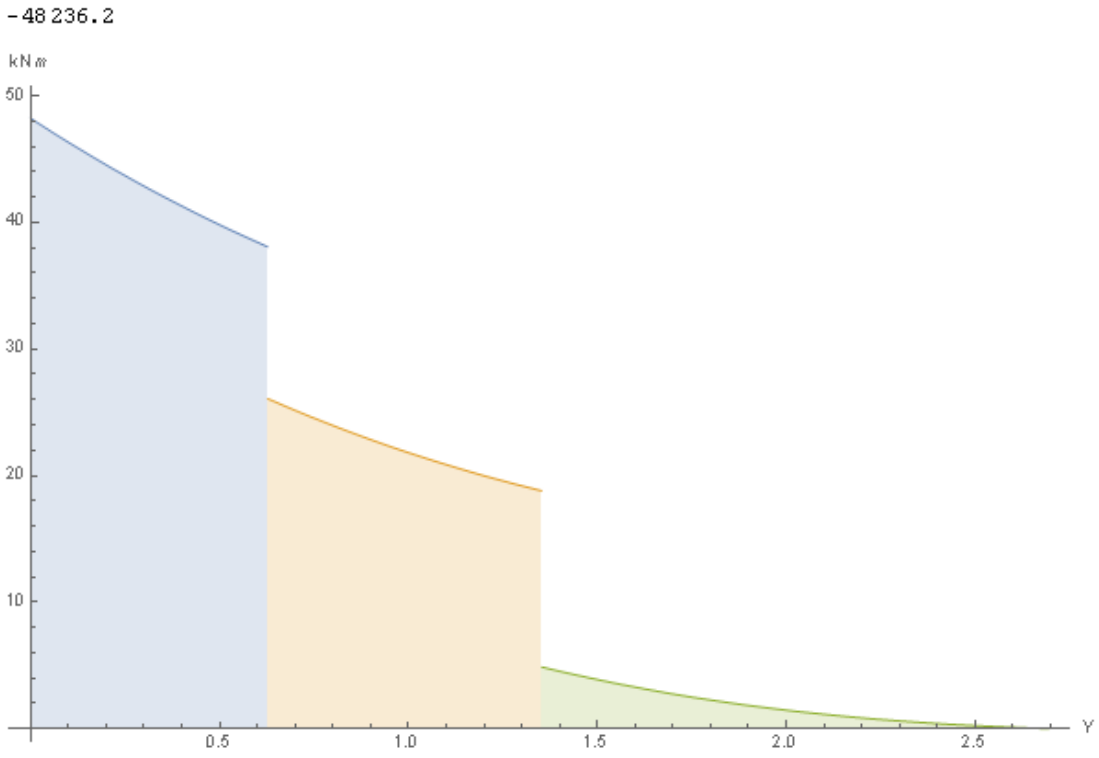


Рис.5. Эпюра крутящих моментов

Используя полученные данные, далее был произведен проектировочный расчет силовых элементов киля. Для этого были выбраны 3 основных сечения: корневое (В-В), сечение I узла навески (Г-Г) и сечение II узла навески (Д-Д). Расчет производился для бороалюминия, учитывая его применение во всей конструкции киля. И для сравнения были взяты: сталь марки 30ХГСА (для полок и стенок лонжеронов) и Д16Т (для обшивки).

Таблица 3

Параметры силовых элементов при применении бороалюминия

Номер сечения	В-В	Г-Г	Д-Д
Высота 1 лонжерона, мм	229,74	196,72	150,59
Высота 2 лонжерона, мм	136,57	117,44	90,71
Площадь полки 1 лонжерона, мм^2	368,529	212,069	243,898
Площадь полки 2 лонжерона, мм^2	219,074	126,603	146,916
Толщина обшивки, мм	1	1	1
Толщина стенки 1 лонжерона, мм	1	1	1
Толщина стенки 2 лонжерона, мм	1	1	1

Таблица 4

Параметры силовых элементов при применении стандартных конструкционных материалов

Номер сечения	В-В	Г-Г	Д-Д
Высота 1 лонжерона, мм	229,74	196,72	150,59
Высота 2 лонжерона, мм	136,57	117,44	90,71
Площадь полки 1 лонжерона, мм^2	670,05	385,58	140,66
Площадь полки 2 лонжерона, мм^2	398,32	230,19	84,73
Толщина обшивки, мм	1	1	1
Толщина стенки 1 лонжерона, мм	1	1	1
Толщина стенки 2 лонжерона, мм	1	1	1

Сравнительный анализ показал, что применение бороалюминия привело к уменьшению площади полок лонжеронов вдвое, что приведет к уменьшению массы конструкции в 3 раза, исходя из намного меньшей плотности. Толщины обшивок и стенок лонжеронов в обоих случаях брались равными 1 мм, исходя из технологических соображений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Гребеньков О.А. Конструкция самолетов. Казань, 1999.

2. Калошкин С.Д. Металломатричные сложнонаполненные композиционные материалы на основе алюминиевых сплавов / С.Д. Калошкин, В.В. Чердынцев, М.В. Горшенков и др. // Сб. тезисов докладов научно-технологических секций. Международный форум по нанотехнологиям РОСНАНО. М., 2008. Т. 1. С. 447-449.

3. Александров В.Г., Базанов Б.И. Справочник по авиационным материалам и технологии их применения. М.: Транспорт, 1979.

4. Зимбицкий А.В., Стасюк Ю.В., Стреляев Д.В. Применение композиционных материалов в современном авиастроении, контроль за их состоянием в эксплуатации // Научный вестник МГТУ ГА, 2014. С. 99 – 103.

5. Технические условия на изготовление, испытания, приемку и поставку самолетов Су-25СМ, 2011.

6. Бутушин С.В., Никонов В.В., Фейгенбаум Ю.М., Шапкин В.С. Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условиям прочности. - М., 2013

ANALYSIS OF THE USE OF COMPOSITE MATERIAL IN THE DESIGN OF THE AIRCRAFT KEEL ON THE EXAMPLE OF THE SU-25SM AIRCRAFT

Khayrullin Damir

damirka2000@mail.ru

Supervisor: D. Bezzametnova, Senior lecturer

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article presents an alternative to the use of traditional materials in the design of the airframe and, in particular, the keel. The primary theoretical results of calculating the keel of the Su-25SM aircraft using composite materials are presented.

УДК 629.7.013.1, 678.019.31

ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

Хайруллин Д.Р.
damirka2000@mail.ru
Научный руководитель: Д.М. Беззаметнова, старший преподаватель
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье проводится анализ применения композиционных материалов в конструкции летательных аппаратов на основе сравнительных данных как уже используемых, так и перспективных разработок композиционных материалов.

Композит (композитный материал, композиционный материал) - сплошной продукт, состоящий из двух или более материалов, отличных друг от друга по форме и/или фазовому состоянию и/или химическому составу и/или свойствам, скрепленных, как правило, физической связью и имеющих границу раздела между обязательным материалом (матрицей) и ее наполнителями, включая армирующие наполнители. Производство композитов растет с каждым годом, как и список отраслей промышленности и народного хозяйства, в которых было найдено применение для них. Но мы заострим внимание на отечественной авиационной промышленности, переживающей в данный момент бурное развитие.

Как известно, композиты, по материалу матрицы, классифицируют на полимерные, металлические и керамические. В авиации широкое распространение получили первые два вида. За последние десятилетия полимерные композиционные материалы (ПКМ) стали одними из самых распространенных конструкционных и специальных материалов в выше указанных отраслях. Такие ПКМ как: углепластики марок КМУ-15т, КМУ-15тл, КМУ-11, КМУ-4 и КМУ-7; органопластик Органит 10Т, выпускаемые Всероссийским институтом авиационных материалов (ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ), позволили снизить общую массу планера практически на всех современных гражданских и военных самолетах. К примеру, применение углепластика КМУ-4 в конструкции планера самолета МиГ-29 снизило массу на 105 кг. Из композита были изготовлены отсеки каналов воздухозаборников, панели киля, некоторые элементы обшивки, обтекатели и т.д. А углепластик КМУ-11 используется в конструкции двигателя ПС-90А, который устанавливается на таких отечественных самолетах, как Ту-204, Ил-76МД-90А и Ил-96, включая президентский «борт №1» - Ил-96-300ПУ.

ПКМ из углепластика и стеклопластика обладают такими свойствами, как: высокая термостойкость, теплоизоляционные свойства, коррозийная стойкость, высокая удельная прочность, сопротивление усталостным нагрузкам. Набор этих свойств позволяет им уверенно замещать металлы, снижать массу конструкции планера и, местами, удешевлять стоимость производства и эксплуатации летательных аппаратов. Ниже приведена Таблица 1, в которой представлена сравнительная характеристика ПКМ на основе углеродных волокон и ряда конструкционных металлов, применяемых в авиакосмических отраслях промышленности.

Таблица 1

Сравнение физико-механических характеристик ПКМ на основе углеродных волокон (УВ) с различными конструкционными материалами

Тип материала	Прочность, МПа	Модуль упругости, ГПа	Плотность, гр./куб.см
Композит на основе углеродного среднепрочного волокна УВ СПУ (S-Strength)	1900	135	1,6
Композит на основе углеродного высокопрочного волокна УВ ВПУ (HS – High Strength)	3000	154	1,6
Композит на основе углеродного высокомодульного волокна УВ ВМУ (HM – High Modulus)	2400	>230	1,6
Композит на основе стекловолокна S класса СВ – S	870	40	1,8
Алюминиевый сплав (2024-Т4)	450	73	2,7
Титан	950	110	4,5
Малоуглеродистая сталь (55 сорт)	450	205	7,8
Нержавеющая сталь (А5-80)	800	196	7,8
Быстрорежущая сталь (17/4 Н900)	1241	197	7,8

Особенностью композиционных материалов является анизотропность их свойств (то есть зависимость, физических, в том числе механических, свойств материалов от направления), которая определяется ориентацией армирующих волокон. Заданную прочность материала получают, ориентируя волокна наполнителя в направлении действия основных усилий. По мнению зарубежных специалистов, с точки зрения характеристик удельной прочности и удельной жёсткости наиболее перспективны композиционные материалы, в которых в качестве упрочняющей арматуры используются волокна бора, карбида бора и углерода. К таким материалам относятся бороэпоксидные материалы (боропластики, углепластики, бороалюминий).

Большой интерес представляет бороалюминий. В качестве армирующего наполнителя композита используются волокна бора, а в качестве матрицы – алюминиевые сплавы. По обобщенным данным, он в 3,5 раза легче алюминия и вдвое прочнее его, что по итогу дает значительную весовую экономию. Также, при воздействии высоких температур (до 430°) бороалюминий имеет в 2 раза большие значения удельной прочности и жесткости по сравнению. с титаном, что позволяет применять его на сверхзвуковых самолетах, в которых на данный момент активно применяется титан. Для новых моделей модернизированного сверхзвукового стратегического бомбардировщика-ракетоносца с крылом изменяемой стреловидности Ту-160, разработанного в ОКБ Туполева, бороалюминиевый композит позволит увеличить массу максимальной боевой нагрузки и дальность полета с боевой нагрузкой. Примером применения бороалюминиевых композитов может служить самолет F-111 и С-130 «Hercules» фирмы «Lockheed», где он применялся в конструкции хвостовой части и при строительстве кессона центроплана.

Не менее распространены боропластики. В качестве армирующего наполнителя они содержат борные волокнистые материалы, а связующим выступают эпоксидные смолы, полиамиды и другие полимеры, главное – термореактивные. Характерной чертой боропластиков являются высокие значения модуля упругости, усталостной прочности, малая ползучесть в направлении ориентации нитей. Также они стойки к воздействию воды, атмосферных явлений и смазочных материалов. Ударную вязкость можно повысить путем введения в их состав стеклянных волокон, при этом снижается и стоимость боропластика. Их

применяют для снижения массы высоконагруженных деталей (на 20-40%). К примеру, на истребитель F-15 расходуется до 750 кг бороластиков, а изготовление руля направления самолета F-4 «Fantom» фирмы «McDonnellDouglas» позволило сократить число деталей с 240 до 84.

Таблица 2

Физико-механические характеристики однонаправленных композиционных материалов

Название КМ	Материал		ρ, г/см³	$\sigma_В$, МПа	Е, ГПа	$\tau_В$, МПа
	Волокно	Матрица				
Стеклопластик	Стекловолокно	Эпоксидная смола	2,1	+1750(раст.) -650(сжат.)	57	48
Бороалюминий	Бороволокно	Алюминиевый сплав	2,66 -2,7	+(1400…1200) -2000	220…240	80…120
Бороластик	Бороволокно	Эпоксидная смола	2,0	+(1600…1200) -2400	210	60…120
Боромагний	Бор	Магний	1,96	880-920	190…230	-
Углеалюминий	Углеволокно	Алюминий	1,25	1100…600	180…200	40…60
Молибдено-титан	Молибден (проволока)	Титановый сплав	6,25	1500…1400	200…220	400…430
Углепластик	Углеволокно	Эпоксидная смола	1,5	+1100 -450	180	27
Кремниеуглеродотитан	Кремний-углерод	Титановый сплав	4,3	1000…900	200…220	-
Углеродоцинк	Углерод	Цинк	5,26	800…780	120…130	-
Органопластик	Органоволокно	Эпоксидная смола	1,38	+1800 -280	72	42

Из-за дорогостоящих методов производства композиционных материалов с применением сплавов из бора их использование составляет порядка 15-20 % и авиаконструкторы предпочтительнее выбирают углепластики, которые далеко не всегда являются альтернативой композитам с бором. Однако наука не стоит на месте разработки композиционных материалов опираются на достижения целого ряда смежных дисциплин. Это открывает широчайшие перспективы и возможности для дальнейшего совершенствования имеющихся композитов и создания принципиально новых материалов и сплавов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Туранов Р.А. Композиционные материалы с использование бора в авиастроении // Современные наукоемкие технологии. – 2013. – № 8-2. – С. 230-231.

2. Калошкин С.Д. Металломатричные сложнонаполненные композиционные материалы на основе алюминиевых сплавов / С.Д. Калошкин, В.В. Чердынцев, М.В. Горшенков и др. // Сб. тезисов докладов научно-технологических секций. Международный форум по нанотехнологиям РОСНАНО. М., 2008. Т. 1. С. 447-449.

3. Дюкова К.Д. Разработка технологии получения микроразмерных порошков карбида бора, карбида хрома и диборида хрома с использованием нановолокнистого углерода / ФГБОУ ВО «НГТУ». Нск., 2017. С. 13-24.

4. Гуняев Г.М., Кривонос В.В., Румянцев А.Ф., Железина Г.Ф. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов // Конверсия в машиностроении науч.журн. 2004. N 4.

5. ГОСТ 32.794-2014 Композиты полимерные. Термины и определения.

THE USE OF COMPOSITE MATERIALS IN THE DESIGN OF THE AIRFRAME

Khayrullin Damir

damirka2000@mail.ru

Supervisor: D. Bezzametnova, Senior lecturer

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article analyzes the use of composite materials in the design of aircraft based on comparative data of both already used and promising developments of composite materials.

УДК 621.791.722

ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВАЯ СВАРКА ГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

Хамматов Р.Р., Потапов А.В., Тепаев С.В., Свиридов А.В.

r.hammatov@tupolev.ru, s.tepaev@tupolev.ru, alexandr_sviridov@bk.ru

(Казанский авиационный завод им.С.П.Горбунова – филиал ПАО «Туполев», г. Казань, Федеральное государственное унитарное предприятие Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, г. Москва)

В статье приводятся данные по исследованию влияния технологии электронно-лучевой сварки с различным расположением луча и режимов термической обработки.

Выбор оптимального режима электронно-лучевой сварки осуществляли по результатам визуального и неразрушающего контроля качества формирования сварных соединений. В результате ЭЛС получено хорошее формирование металла сварного шва при отсутствии наружных дефектов. Проведение последующего вакуумного отжига снижает уровень остаточных напряжений в сварных соединениях более чем на 50%.

Введение

В настоящее время во всем мире ни одна отрасль промышленности, связанная с получением, соединением и обработкой материалов не обходится без электронно-лучевого нагрева. Электронно-лучевое воздействие на металлы, приводящее к их нагреву, плавлению и испарению, как новое технологическое направление в области обработки материалов, интенсивно развивается с середины двадцатого столетия.

Одновременно ведется совершенствование электронно-лучевого оборудования и разработка аппаратуры для наблюдения, контроля и регулирования процесса электронно-лучевого воздействия.[2]

Целью настоящей работы является восстановление утерянной технологии электронно-лучевой сварки с последующим вакуумным отжигом для элементов конструкции балки центроплана и узла поворота.

«ЭЛУ-24-16М»

Современная электронно-лучевая установка – это сложный комплекс оборудования, включающий в себя электронные пушки, с электронно-оптическими системами, источники

электропитания высокого напряжения, системы вакуумно откачки, роботизированные системы перемещения пушки или изделия с оснасткой, автоматизированные системы управления и регистрации параметров процесса.[3]

Установка ЭЛУ-24-16М является результатом модернизации существующей установки электронно-лучевой сварки ЭЛУ-24-16 и предназначена для сварки плоских и объемных узлов летательных аппаратов. Максимальные габариты свариваемого изделия 16000х2300х2300 мм толщиной до 150 мм, рабочий объем камеры 1350 м^3. Сварка осуществляется в вакуумной камере при остаточном давлении $5\cdot10^{-5}$-10^{-4}мм.рт.ст

Установка оснащена системой программного управления режимами сварки и перемещениями, электронно-лучевой аппаратурой ЭЛА-60И с источником питания SPELMANN, вакуумной станцией и системой видеонаблюдения.

«УВН-45-180/8,5»

Печь вакуумная, модель УВН-45-180/8,5 предназначена для реализации операции вакуумного отжига крупногабаритных сварных титановых конструкций. Максимальная температура нагрева печи составляет 900° С. Габариты рабочего пространства 23000х4200х4000 мм, рабочий объем камеры 850 м^3. Максимально возможная масса садки 15000 кг.

Вакуумный отжиг титановых конструкций обеспечивает:

- снижение содержания водорода до безопасного уровня и, как следствие, устранение склонности металла к водородной хрупкости;
- снятие нежелательных остаточных напряжений;
- максимально возможное сохранение циклической прочности;
- нанесение защитных плёнок;
- сохранение геометрии отжигаемого изделия.

Работа печи заключается в нагреве обрабатываемого изделия в вакууме до определенной температуры, выдержке при этой температуре и охлаждении в вакууме.

Для предотвращения дефектов при термическом процессе отжига в случае выхода из строя одной или нескольких зон нагрева система управления обеспечивается интерполяционное управление температурой по всем зонам установки.

Результаты работы

Электронный луч позволяет проводить сварку материалов с максимальной глубиной проплавления и минимальной зоной термического влияния.[5]

При электронно-лучевой сварке имеется специфика в формировании шва из-за влияния технологических параметров, наличия сквозного парогазового канала и геометрических параметров сварочной ванны.

Для выбора наилучшего формирования сварных швов на пробных образцах изменяли следующие параметра режима ЭЛС: скорость сварки, ток сварки, ток фокусировки. Технологические параметры напряжение и расстояние от поверхности сварного образца до среза ЭЛП в процессе всех экспериментов оставались неизменными.

В основном в настоящее время используются три способа электронно-лучевой сварки:

1. В нижнем положении, когда направление электронного луча совпадает с направлением ускорения свободного падения.
2. Вертикальным швом по вертикальной стене, когда направление ускорения свободного падения перпендикулярно к направлению электронного луча.
3. Горизонтальным швом по вертикальной стене (ускорение свободного падения так же направлено перпендикулярно к оси луча).[1]

В нашем случае были проведены исследования при ЭЛС горизонтальным лучом на горизонтальной плоскости, когда с глубиной сварочной ванны совмещается ширина шва (горизонтальный шов); горизонтальным лучом на вертикальной плоскости, когда направление переноса жидкого металла совмещается с направлением силы тяжести (вертикальный шов).

Сварку горизонтальным лучом на горизонтальной плоскости проводили горизонтальным электронным лучом со сквозным проплавлением. При этом существенно уменьшается величина статического давления и динамического напора, так как пар истекает из канала в двух направлениях. Поскольку ванна расположена горизонтально, направление силы тяжести и глубина ванны совпадают с шириной шва, металлостатическое давление ванны невелико. Это давление вместе с давлением искривленной поверхности канала уравновешивается небольшой величиной статического давления и динамического напора паров в канале проплавления. Однако, на поверхности и в корне шва металлостатическое давление уравновешивается только силами поверхностного натяжения, в результате образуются дефекты – пустоты в металле шва.

Сварку горизонтальным лучом на вертикальной плоскости проводили горизонтальным электронным лучом со сквозным проплавлением. В результате применения горизонтального пучка большого диаметра в металле образуется канал проплавления шириной 5-12 мм, по стенкам которого под действием силы тяжести жидкий металл эффективно удаляется из зоны плавления. Глубина проплавления при этом определяется не соотношением сил, действующих на жидкий металл в канале, как при сварке в нижнем положении, а величиной вкладываемой мощности. Наличие полости определенных размеров по вертикали между электронным лучом и ванной жидкого металла способствует быстрому удалению жидкого металла из зоны действия пучка и увеличивает время вакуумной обработки металла шва. При ЭЛС горизонтальным лучом снизу вверх расплавленный металл стекает по боковым поверхностям канала проплавления и образует усиление в вершине и корне шва за счет поперечной усадки при кристаллизации сварочной ванны, что может привести к дефектам формирования, таким как вакуумные полости.

Вследствие избытка жидкого металла поверхность сварочной ванны постепенно приближается к электронному пучку, перегревается (1-ый этап), происходит разрыв пленки жидкости у «дна» сварочной ванны там, где расстояние от поверхности ванны достигает небольшого значения. На втором этапе значительное количество металла вытекает из сварочной ванны и кристаллизуется в виде натеков на передней и задней стенке изделия. Металл вытекает до тех пор, пока остаток металла в канале закристаллизуется или потеряет текучесть, а в центральной части образуется впадина. На третьем этапе жидкий металл, перемещаясь из зоны плавления в зону кристаллизации, остывает и не заполняет впадины, в результате образуются дефекты — вакуумные полости в металле шва.

В зависимости от положения ЭЛП максимальные напряжения образуются при сварке вертикальным лучом. Это связано с особыми условиями кристаллизации металла шва – кристаллиты, растущие навстречу друг другу, располагаются практически в одной горизонтальной плоскости и встречаются по оси шва. Шов имеет узкую клиновидную форму проплавления.

Проведён выбор и предварительно отработаны технологические режимы электронно-лучевой сварки с последующим вакуумным отжигом для плит толщиной 38, 82, 90 мм и поковки 120 мм из титанового сплава ВТ6ч.

Проведена оценка качества сварных соединений, выполненных ЭЛС с последующим вакуумным отжигом, неразрушающими методами контроля – радиографический контроль, УЗК, цветная дефектоскопия на оборудовании КАЗ. В результате неразрушающего контроля сварных соединений дефектов не обнаружено. Наружные и внутренние дефекты допустимые к исправлению устраняются путем повторного проплавления шва электронным пучком на рабочих режимах сварки данной толщины или косметическим проплавам. При исправлении дефектов допускается трехкратная подварка дефектного места.

Отжигаемые в печи УВН-45-180/8,5 детали имеют конечную геометрию. Учитывая особенности взаимодействия кислорода и других газов с титаном при повышенных температурах, каждая термосадка в печи подвергается контролю степени альфирования поверхности путём измерения микротвёрдости на образцах свидетелях до и после

термической обработки. Разница микротвёрдости до и после термической обработки не должна превышать 25%. Повышенное альфирование поверхности приводит к снижению усталостных характеристик титановых сплавов. Важным является контроль за величиной натекания перед проведением термической обработки, при отжиге конструктивно-подобных образцов допустимая величина натекания, определяемая на базе 30 мин. ограничена 100 л.мкм.рт.ст/с.

Исследовано влияние режимов термической обработки на уровень остаточных напряжений и механические свойства сварных соединений. Выполнен выбор режимов термической обработки позволяющих снизить уровень остаточных напряжений.

Для обеспечения полноты снятия напряжений, отсчёт времени выдержки при температуре 750ºС начат с момента достижения всеми контрольными термопарами температуры 750±10ºС.

Содержание водорода в образцах свидетелях, составило без зачистки 0,005 мас.%, с зачисткой 0,003 мас.%. Максимальный перепад значений микротвёрдости составил 7%.

Проведение последующего вакуумного отжига, независимо от режима сварки и технологических вариантов сварки (положение ЭЛП), снижает уровень остаточных напряжений в сварных соединениях более чем на 50%.

В ходе проведенных работ получено: предел прочности сварных образцов, изготовленных на всех режимах сварки, составляет более чем 0,9 от предела прочности основного металла соответствующего полуфабриката, что полностью соответствует установленным требованиям. Долговечность до разрушения сварных образцов, изготовленных на оптимальных режимах сварки, превышает долговечность до разрушения образцов из основного металла на соответствующих уровнях напряжений. На всех режимах сварки долговечность составляет более 200000 циклов при нагрузке 420, 378, 304 МПа.

Заметных изменений микроструктуры после термической обработки не наблюдается. Содержание газов и основных легирующих элементов в сварных соединениях, выполненных с одним, двумя и тремя повторными проходами, находится в пределах требований ОСТ 1-90013-81.

Заключение

В 2017 году на территории КАЗ им. С.П. Горбунова была восстановлена уникальная технология электронно-лучевой сварки и последующего вакуумного отжига титановых сплавов. Произведены работы по отработке технологических режимов и подтверждению заявленных прочностных характеристик сварных швов выполненных на ЭЛУ-24-16М практически по всем видам сварных стыков и свариваемых толщин.

На сегодняшний день установка ЭЛУ-24-16М имеет возможность производить сварку габаритных деталей со свариваемыми толщинами свыше 150 мм, что позволяет осуществить сварку основных силовых элементов конструкции стратегического бомбардировщика ТУ-160М с последующим вакуумным отжигом в печи УВН-45-180/8,5.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Рыкалин Н.Н, Углов А.А, Зуев И.В, Кокора А.Н. Лазерная и электронно-лучевая обработка материалов: справочник. – М.: Машиностроение, 1985. - 496 с.

2. Зуев И.В. Обработка материалов концентрированными потоками энергии. – М.: Издательство МЭИ, 1998. - 162 с.

3. Щербаков А.В. Конструкции, системы электропитания и управления электронно-лучевых технологических установок: учебное пособие. – М.: Издательство МЭИ, 2015. - 56 с.

4. Свиридов А.В, Грибков М.С, Крюков М.А. Разработка технологии сварки элементов конструкции балки центроплана из сплава ВТ6ч изделия 70М2» в рамках ОКР «Технология 70М2 // Отчет о научно – исследовательской работе ФГУП «ВИАМ»: М., 2017 – 155 С.

5. Никифоров Г.Д, Бобров Г.В, В.М. Никитин, В.В. Дьяченко. Технология и оборудование сварки плавлением. – М.: Машиностроение, 1978. – 327 с. с ил.

UDC 621.791.722

ELECTRON-BEAM WELDING OF DIMENSIONAL DETAILS FROM TITANIUM ALLOYS

Khammatov R.R., Potapov A.V., Tepaev S.V., Sviridov A.V.
r.hammatov@tupolev.ru, s.tepaev@tupolev.ru, alexandr_sviridov@bk.ru
(Kazan Aviation Plant named after S. P. Gorbunov-a branch of PJSC "Tupolev", Kazan, Federal State Unitary Enterprise All-Russian Research Institute of Aviation Materials, Moscow)

The article presents data on the study of the influence of electron beam welding technology with different beam positions and heat treatment modes.

The choice of the optimal mode of electron beam welding was carried out according to the results of visual and non-destructive quality control of the formation of welded joints. As a result of the ELS, a good formation of the weld metal was obtained in the absence of external defects. The subsequent vacuum annealing reduces the level of residual stresses in the welded joints by more than 50%.

УДК 62-185

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ ГИДРОПНЕВМАТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ С ВЫСОТОЙ ПОДЬЕМА БОЛЕЕ 700 М

Черенков С.П.
sergey@cherenkov.ru
Научный руководитель: А.В. Чесноков, д.т.н., профессор
(Лаборатория новых способов формообразования тугоплавких материалов и армирующих каркасов Технологического университета им. дважды Героя Советского Союза, летчика-космонавта А.А. Леонова, г. Королев)

В данной работе определены основные геометрические параметры и структурная схема ракеты носителя. Рассчитаны основные параметры ракеты носителя, проведены расчеты углов намотки корпуса бака и разработана программа намотки. Разработан технологический процесс, для создания прототипа ракеты носителя.

Введение

Ракетостроение в наше время играет огромную роль в обеспечении военной, экономической безопасности государства, освоении космоса и геодезической разведки. Современная ракета является передовым сложным техническим изделием, включающим в себя массу высокоточных деталей и сборочных единиц, которые должны быть прочными, легкими, выдерживать сверхнизкие температуры (равно как и сверхвысокие), а иногда даже — пропускать электромагнитное излучение. Для сохранения необходимых физико-механических характеристик все чаще используются КМ. Гражданское ракетостроение в наши дни нацелено на выведение полезного груза в космическое пространство, и нет определенного класса ракет, применяющихся в пределах земной атмосферы, не считая соревнований энтузиастов ракетного моделирования. Однако в данный момент есть ряд направлений, где использование ракетной техники из КМ было бы оправдано: выведение геодезических зондов и беспилотных летательных аппаратов на необходимую высоту, разведка, поиск пропавших в труднодоступной местности и т.д. Использование дорогостоящих ракет носителей в данных примерах неоправданно, и опасно, т.к. требует особых навыков эксплуатации. Создание упрощенной конструкции ракеты носителя из КМ на не токсичном, взрывобезопасном топливе позволит решить эту задачу.

Компоновка ракеты носителя

Общая компоновка включает в себя следующие элементы: головной обтекатель, система спасения ракеты носителя, отсек полезной нагрузки, корпус-бак, стабилизаторы сопло (Рисунок 1). Головной обтекатель представляет из себя полую коническую конструкцию. Его стыковка с корпусом ракеты носителя будет происходить путем плотной посадки, без использования крепежей и склеек. Данное решение позволит реализовать простую и эффективную систему спасения, при которой головной обтекатель должен будет отстыковаться от корпуса. Система спасения монтируется ниже отсека полезной нагрузки, его площадь составляет 4,7 м^2. Технологически, бак горючего объединяется с корпусом, что снижает количество технологических операций на этапе производства. Это также повысит надежность и снизит риск поломки на этапе эксплуатации. Стабилизаторы крепятся к внешней стороне ракеты носителя в количестве 4 шт. Площадь стабилизаторов вычислялась с целью получения приемлемой стабильности в пределах 1.5…2 cal. Согласно расчету при площади S = 3500 мм^2 достигается стабильность в 2.13 cal, что достаточно. При намотке бака сопло будет интегрировано в конструкцию. Сопло изготовлено из алюминия.

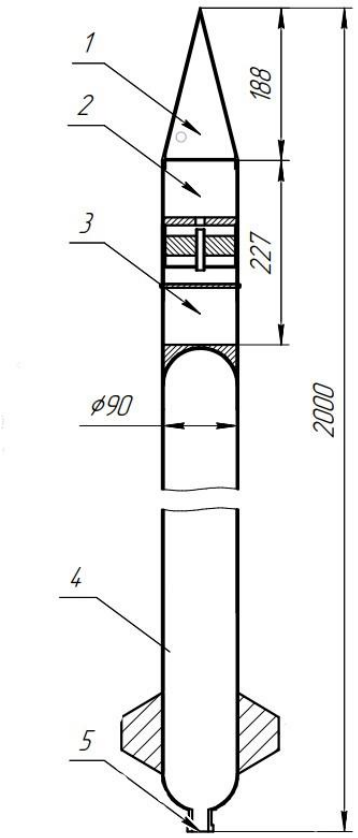


Рисунок 1. – Общая схема компоновки ракеты.
(1 – головной обтекатель, 2 – отсек полезной нагрузки,
3 – система спасения, 4 – корпус бак, 5 - сопло)

Расчет параметров намотки корпуса бака

Бак из стеклопластикового лейнера и силовой намотки из углеродных волокон, пропитанных эпоксидным связующим, позволит выдержать расчетное давление (200 атм.). При проектировании, в качестве отправной точки был задан диаметр бака (90 мм), что позволило рассчитать остальные параметры ракеты носителя, включая расчет толщины стенки бака. Расчет толщины стенки корпуса бака велся аналогично баллонам высокого давления. Силовая оболочка из композитного материала выполнена спирально-кольцевой

намоткой армирующего материала. Угол армирования спирального слоя на цилиндрической части баллона определяется из геометрических размеров элементов баллона [1]. Результаты расчетов представлены в таблице 1.

Таблица 1

Расчетные показатели угла намотки корпуса бака и толщины стенки корпуса

Угол армирования на цилиндрической части со стороны штуцера	$\varphi_{ШТ}$	22,1
Угол армирования на цилиндрической части со стороны приставного центра	$\varphi_{Ц}$	16,7
Средний угол армирования спирального слоя	$\varphi_{ср}$	19,4
Толщина армирующего материала спирального слоя на цилиндрической части баллона (мм)	$h_{сп}$	0,87467
Толщина армирующего материала кольцевого слоя (мм)	$h_{к}$	1,44705
Общая толщина бака (мм)	h	2,32172

Расчет параметров полета ракеты носителя

Реактивная тяга ракеты будет осуществлять выбросом жидкости под действием сжатого воздуха [2]. Проекции приложения сил и геометрические параметры корпуса-бака представлены на рисунке 2:

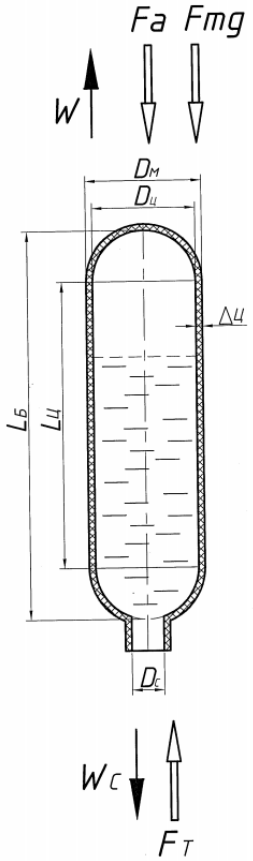


Рисунок 2 - Проекции сил, участвующих в движении гидропневматической ракеты и геометрические параметры корпуса-бака.

Входные параметры, необходимые для определения высоты подъёма начальной тяги и перегрузки, представлены в таблице 2.

Таблица 2

Входные параметры расчета РН

Диаметр внутреннего цилиндра	Dц	80,00	мм
Длинна цилиндра	$L_{ц}$	2000	мм
Толщина стенки	Δц	3,00	мм
Объём жидкости	$V_{ж}$	7,30	$Дм^3$
Давление наддува	$P_{а0}$	200	bar
Давление среды	$P_{с}$	0	bar
Плотность жидкости	$R_{ж}$	1000	$Кг/м^3$
Плотность воздуха	$R_{а}$	1,2	$Кг/м^3$
Коэффициент формы	$K_{а}$	0,40	-
Диаметр сопла	$D_{с}$	22,00	мм
Коэффициент сопла	Кс	0,8	-
Время участка А	Δt1	0,001	с
Время участка Б	Δt2	0,100	с

Давление наддува, как и давление среды, представлены при нормальных условиях согласно ГОСТ 8.395-80. Коэффициент формы профиля принимаем за 0,40 как близкий к клиновидному [3].

Расчет движения будет проводиться методом конечных элементов. Вся траектория полета будет разбита на 2 участка Δt1 и Δt2, которые являются активным и пассивным участком полета соответственно. Как видно из таблице данные участки разбиваются на равное количество элементов в размере: Δt1=0,001с и Δt2=0,1с для удобства расчета и моделирования в программе. В результате расчетов получаем основные параметры корпуса бака РН, представленные в таблице 3:

Таблица 3

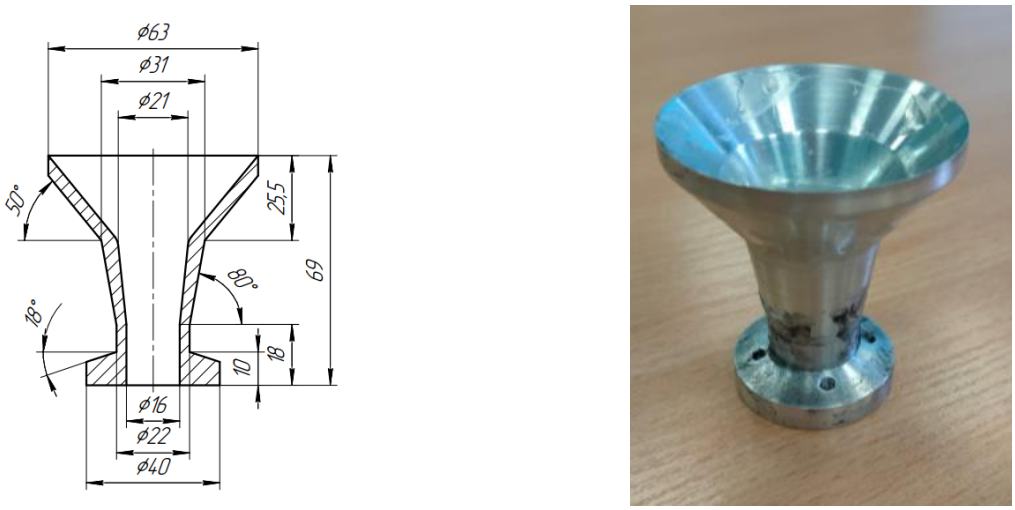
Основные параметры корпуса бака ракеты

Объём корпуса бака ракеты	$V_{б}$	0,01032	$м^3$
Длинна бака	$L_{б}$	2,080	м
Площадь внутреннего сечения	$S_{вн}$	0,005027	$м^2$
Площадь внешнего сечения	$S_{м}$	0,00581	$м^2$
Давление наддува (абс.)	$P_{а0абс}$	20100000	Па
Давление среды (абс.)	$P_{с\,абс}$	100000	Па
Объём воздуха (начальный)	$V_{а0}$	0,003021	$м^3$
Масса жидкости начальная	$M_{ж0}$	7,3	кг
Масса воздуха начальная	$M_{а0}$	0,725	кг
Масса начальная	M_{0}	10,025	кг
Площадь сопла	$S_{с}$	0,00038	$м^2$

В результате расчетов на 2-х участках полета Δt1 и Δt2 максимальная высота полета составила 717,3 м. Начальная тяга $F_{т0}$ = 8042 Н, а перегрузка N max = 76,92.

Изготовление ракеты носителя

Изготовление отсека полезной нагрузки, головного обтекателя и ведется методом контактного прессования в формообразующей оснастке. В качестве армирующего материала для изготовления выступает стеклоткань, связующим выступает эпоксидная смола ЭД-20. Каждую деталь после формования необходимо поместить в печь на 2-3 часа при температуре 80°, чтобы ускорить процесс отверждения изделий и повысить их прочность. Сопло изготавливается на токарном станке согласно схеме, на рисунке 3 (а). Переходы плоскостей на внутренней поверхности сопла сглаживаются, а поверхности полируются.



а б

Рисунок 3 – Сопло ракеты носителя
(а – чертеж сопла, б – изготовленное сопло)

Корпус-бак изготавливается с применением оснастки (Рисунок 4) в 2 этапа. На первом этапе изготавливается лейнер, на который будет в дальнейшем производится намотка, аналогичная намотке баков высокого давления. На этапе формования сопло вклеивается в основании корпуса бака, и центруется в оснастке относительно корпуса. Лейнер выкладывается в 2 слоя: 1-й слой силиконовый (для обеспечения герметичности), 2-й стеклотканевый. Формование лейнера производится по технологии вакуумной инфузии. На втором этапе полученное изделие закрепляется на столе станка с вращением по программе вокруг своей оси и производится намотка, пропитанных связующим нитей на лейнер, согласно углам намотки, по программе. Все полученные элементы соединяются вместе на эпоксидный клей согласно схеме (Рисунок 1).

Рисунок 4 – оснастка для изготовления лейнера корпуса-бака ракеты носителя.

Заключение

В данной работе разработана технология изготовления ракеты с пневмогидравлическим двигателем из композитных материалов. В ходе проведения данной работы была определена структурная схема ракеты носителя. Проведен расчет площади парашюта системы спасения, толщина стенки бака ракеты носителя, площадь стабилизаторов и дальность полета ПГР на 2-х участках. Реализована технология изготовления композитной гидропневматической ракеты с высотой подъёма более 700 метров. Образец подготовлен к испытаниям на внутреннее давление и вывод на заданную высоту.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Алекина Е.В. // Безопасность систем работающих под давлением // Методические указания и примеры расчетов по практическим и лабораторным занятиям // 2015 г.

2. Беляев Н.М. // Расчет пневмогидравлических систем ракет // учебное пособие // М. : Машиностроение // 1983 г.

3. Васильев В.В., Никитин А.Н., Фролов В.А., Шахов В.Г. // Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов // Электронное учебное пособие // 2012 г.

DESIGN AND MANUFACTURE OF HYDROPNEUMATIC ROCKETS WITH A LIFTING HEIGHT OF MORE THAN 700

Cherenkov Sergey

sergey@cherenkov.ru

Supervisor: Alexey Chesnokov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Laboratory of new methods of forming refractory materials and reinforcing frames, Korolev)

In this paper, the main geometric parameters and the structural scheme of the launch vehicle are determined. The main parameters of the launch vehicle are calculated, the winding angles of the tank body and the curing modes of the composite material are calculated. A technological process has been developed to create a prototype of a rocket.

УДК 669.018.95

НАСТОЯЩЕЕЕ И БУДУЩЕЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Чернега А.А.

antoniost77@mail.ru

Научный руководитель: В.В. Рыжков, к.т.н., доцент

(Воронежский государственный технический университет, Воронеж)

В статье описаны принципиальные отличия разных видов металлических композиционных материалов, рассмотрены преимущества и недостатки данного материала. Обозначены проблемы, решение которых сделает использование этого материала более доступным.

Технический прогресс порождает необходимость в разработке новых конструкционных материалах. Ещё во второй половине прошлого века стало ясно, что сплавы, активно используемые в машиностроении, уже не отвечают запросам времени и, что самое главное, практически исчерпали свой потенциал. Усовершенствование существующих конструкций и создание новых стало возможным благодаря появлению новых материалов. Одними из таких стали композиционные материалы с металлической матрицей.

Металломатричные композиционные материалы (МКМ) состоят из металлической основы, которая усилена упрочняющими компонентами. В качестве матрицы как правило используются сплавы алюминия (АМц, АД33, Д20, Д16 и другие), магния (МА2-1, МА5 и МА8), а так же титана, никеля, железа, кобальта, молибдена, вольфрама, и ниобия[1].

Классификация МКМ

По своей структуре такие композиции можно разделить на дисперсноупрочнённые, слоистые и волокнистые[1,2].

К слоистым композициям относят такие, которые состоят из чередующихся армирующих компонентов в виде листов, пластин или фольг, прочно связанных между собой по всей контактной поверхности.

К дисперсноупрочненным композициям относят материалы, в матрице которых равномерно распределены мелкие частицы, не вступающие с ней во взаимодействие и не растворяющиеся. Как правило, в качестве упрочняющих частиц используют оксиды

алюминия, бериллия, магния, а также никель и кобальт.

К волокнистым композитам относятся материалы в которых металлическая основа укреплена волокнами, нитями (усами) или лентами из другого материала. В качестве армирующего вещества в них применяются волокна бора, углерода, карбида кремния, молибдена и другие. Армирующие волокна должны удовлетворять комплексу эксплуатационных и технологических требований. К первым относятся требования по прочности, жесткости, плотности, стабильности свойств в определенном температурном интервале, химической стойкости и т.д. Механические свойства волокноупрочнённых композиционных материалов определяются тремя основными параметрами: высокой прочностью армирующих волокон, жесткостью матрицы, прочностью связи на границе раздела сред. Соотношение этих трех параметров характеризуют весь комплекс механических свойств материала и механизм его разрушения. Работоспособность волокнистых композиционных материалов обеспечивается как правильным выбором исходных компонентов, так и рациональной технологией производства, обеспечивающей прочную связь между компонентами при сохранении первоначальных свойств.

Технологии производства МКМ

В настоящее время существует множество принципиально разных по своей сути способов создать композит с металлической матрицей. Их можно разделить на жидкофазные и твёрдофазные. Рассмотрим самые распространённые из них.

Метод порошковой металлургии используется для создания дисперсноупрочнённого материла. В этом методе порошки матричного и армирующего материала смешиваются, уплотняются, затем формуются и спекаются. Как правило при таком методе производства достигается наибольшая прочность конечного продукта, что объясняется мелкодисперсной структурой, а также изотропия свойств.

Метод диффузионной сварки применяется для изготовления слоистых композиционных материалов. При таком методе слои исходных компонентов поочерёдно совмещаются, затем разогреваются под давлением. За счёт процесса диффузии образуется композит.

Жидкофазные методы получили большее распространение за счёт своей относительной дешевизны и простоты, однако они обладают существенными недостатками. К таковым можно отнести низкую воспроизводимость изделий, наличие нежелательных реакций на границе раздела, а также невозможностью использования тугоплавких металлов в качестве матрицы.

Метод пропитки заключается в погружении и смачивании армирующего вещества жидким расплавом. Этот метод является наиболее предпочтительным при изготовлении МКМ. Заготовку из армирующих волокон и частиц помещают в матрицу, затем заливают расплав под давлением. При этом расплав смачивает армирующее вещество и в результате полученный материал обладает высокими прочностными характеристиками.

Широкое распространение получил метод распыления расплава. При таком методе капли расплава распыляются вместе с армирующим веществом на поверхность необходимой формы и находятся на ней до застывания. Полученный материал обладает более высокими прочностными характеристиками по сравнению с литейными методами, так как имеет более мелкодисперсную структуру и меньшую пористость.

Преимущества МКМ

Преимущества МКМ разумно рассматривать в сравнении с теми материалами, из которых они были произведены. К примеру, в системе Ti - Mo наблюдается увеличение длительной прочности и жаростойкости по сравнению с матрицей. Система Mg - B так же обладает повышенными прочностными характеристиками за счёт борных волокон. При комнатной температуре прочность композита Ni – Al2O3 также существенно превышает прочность матрицы. Механические свойства некоторых МКМ приведены в таблице 1.

Таблица 1

Механические свойства некоторых МКМ

Матрица	Волокно	Содержание волокна, %	Прочность при растяжении,кгс/мм^2	Прочность /плотность σ/ρ, 10 км
Al	SiO_2	47	91	3,75
	Al_2O_3	35	112,7	3,55
	Al_2O_3	10	3,6	1,17
	B	10	30,1	1,13
	B_2C	10	20,3	0,76
Ni	B	8	268,8	3,67
	Al_2O_3*	19	119,7	1,50
	W	40	112,7	0,86
Ag	Al_2O_3*	24	162,4	0,18
	Si_3O_4*	15	28,0	0,03
	Mo*	20	67,2	0,11
Cu	W	77	178,5	0,10

Отдельно следует выделить высокотемпературные композиты на металлической основе. Такие материалы способны выдерживать длительные нагрузки при температурах >2000 °С[2]. Прочностные характеристики некоторых марок высокотемпературных МКМ приведены в таблице 2.

Таблица 2

Прочностные характеристики некоторых марок высокотемпературных МКМ

Сплав	$\sigma_в$, МПа	ψ, %	$\sigma_в$, МПа	ψ, %	$\sigma_в$, МПа	ψ, %	$\sigma_в$, МПа	ψ, %
	при температуре испытания, °С (°F)							
	871 (1600)		982 (1800)		1093 (2000)		1204 (2200)	
Nimonic 75	7	1,0	3	0,5	2	0,3	–	–
Inconel MA 754	158	22,9	129	18,7	94	13,6	62	9,0
Incoloy MA 956	83	12,0	67	9,7	51	7,4	31	4,5
Inconel MA 617	63	9,2	26	3,8	10	1,5	–	–

Недостатки МКМ

Несмотря на высокие механические свойства, металломатричные композиты обладают

рядом недостатков, которые существенно ограничивают их применение.

Недостатками, не зависящими от метода производства, являются необходимость высокотехнологичного оборудования и стоимость изготовления.

Несмотря на высокие свойства, недостатком волокнистых композитов является высокая стоимость волокон, а также низкая обрабатываемость. В результате армирования наблюдается высокая анизотропия свойств, что иногда является крайне нежелательным, поэтому часто применяют различную ориентацию волокон.

Известные на данный момент армирующие вещества не универсальны и требуют дополнительной обработки перед изготовлением МКМ. К примеру, при высоких температурах, характерных для жидкофазных технологий производства наблюдается процесс растворения или разрушения армирующих частиц и волокон, это способствует инициации подповерхностных трещин на межфазных границах, что считается основным механизмом, который снижает положительное влияние армирующих частиц на износостойкость композитов[1]. Общее решение этой проблемы состоит в применении специально разработанных покрытий на армирующих компонентах, которые улучшают смачивание и предотвращают образование продуктов разложения на межфазных границах раздела

Наряду с этим наблюдается недостаточная изученность и малое количество проведённых прочностных испытаний для более правильного понимания зависимостей и свойств материала.

Область применения МКМ

Композиционные материалы с металлической матрицей применяют во многих отраслях промышленности и прежде всего в авиации и ракетно-космической отрасли, где особенно большое значение имеет снижение массы конструкции при одновременном повышении прочности и жесткости. В авиационной промышленности, высокая удельная прочность, высокий модуль Юнга, малый коэффициент теплового расширения, высокая проводимость металлических композитов по сравнению с полимерными материалами позволяет их применять в качестве материалов для оси труб, роторов, крышек корпусов и конструкций электронных устройств. Из них изготавливают лопасти вентиляторов двигателей самолетов Боинг 777 Армированный алюминий был использован в "шаттл" и космическом телескопе "Хаббл"[3]. Использование композитов на основе алюминия в конструкциях летательных аппаратов, благодаря их высокой удельной прочности, позволяет достичь важного эффекта - снижения массы[4]. Замена традиционных материалов на МКМ в основных деталях и узлах самолетов, вертолетов и космических аппаратов уменьшает массу изделия на 20 - 60%.

Наиболее эффективно используются МКМ в конструкциях, особые условия, работы которых не допускают применения традиционных металлических материалов. Однако чаще всего в настоящее время армированием металлов стремятся улучшить свойства матричного металла, чтобы повысить рабочие параметры тех конструкций, в которых до этого использовали неармированные материалы. Еще одной интересной областью применения алюминиевых композитов является теплоотводящие элементы электронных устройств.

Заключение

Технологическое лидерство на мировой арене неразрывно связано с разработкой новых технологий и материалов. Именно поэтому необходимо постоянно наращивать темпы исследования и внедрения таких материалов как металломатричные композиты. Они – это эволюционный переход от сплавов и металлов в будущее.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Мануйлов В. Ф. Композиты с металлической матрицей // Композиционные материалы: справочник. 1990. С. 82-121.

2. Батиенков Р. В., Бурковская Н. П., Большакова А. Н., Худнев А. А. Высокотемпературные композиционные материалы с металлической матрицей (обзор) // Труды ВИАМ. 2020. № 6-7. С. 45-61.

3. Jerry G. Baet. Metal Matrix Composites: Their Time Has Come // Aerospace America November 1998, pp. 14–1

4. Синельникова В.О., Рыжков В.В. Направления разработки российских ударных беспилотников // Авиакосмические технологии (АКТ-2020). 2020. С. 67-68.

THE PRESENT AND FUTURE OF METAL COMPOSITE MATERIALS

Chernega A. A.
antoniost77@mail.ru
Supervisor: V. V. Ryzhkov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
(Voronezh State Technical University, Voronezh)

The article describes the fundamental differences between different types of metal composite materials, as well as the advantages and scope of this material.

УДК 620

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ УГЛЕПЛАСТИКОВ НА ОСНОВЕ ЭПОКСИДНЫХ СВЯЗУЮЩИХ

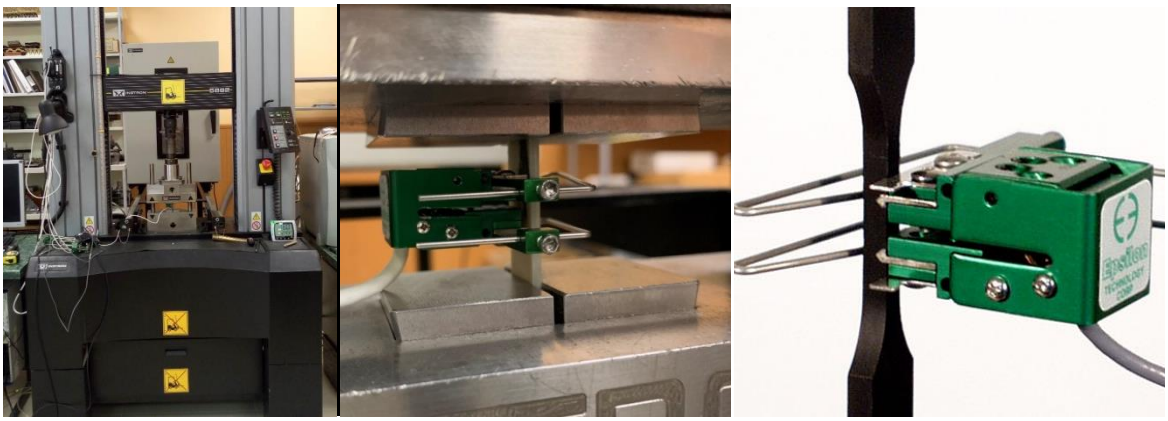
Черноглазов П.А.
pashaprostopasha@bk.ru
Научный руководитель А.В Черноглазова, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань, Россия)

Изучено влияние метода формования заготовок для изготовления образцов и способа отверждения связующего на физико-механические характеристики композиционного материала. Предложено использование метода вакуумной инфузии и контактного формования, не требующего дорогостоящей оснастки.

Методика испытания углепластиков на основе эпоксидных связующих разработана с учетом рекомендаций основных стандартизованных методов испытаний композитов, а именно: композиты полимерные., метод определения механических характеристик при сжатии – ГОСТ Р 56812-2015/ ASTM D6641; композиты полимерные, метод определения предела прочности при межслойном сдвиге ламинатов методом короткой балки - ГОСТ Р 57745-2017, ASTMD2344. [2]

Статические испытания проводились с использованием универсальной электромеханической машины Instron 5882 (100 кН) (рис.1, а), специализированной оснастки для сжатия и трех точечного изгиба.

Для определения упругих характеристик при сжатии образцов использовалась оснастка для продольного сжатия образца с помощью клиновых захватов по ГОСТ 33519-2015/ ASTMD3410. Длина рабочей части захватов 56 мм (рис. 1, б). В качестве измерительной аппаратуры применялся экстензометр Epsilon 3442-008M-010-HT2 (рис. 1,в).



а) *б)* *в)*

Рис. 1 Общий вид испытательной машины Instron 5882 с оснасткой для продольного сжатия (а), образца с установленным экстензометром в положении для измерения модуля упругости (свободная длина 25 мм) (*б*), вид экстензометра для измерения деформации Epsilon 3442-008M-010-HT2(*в*)

Для проведения испытаний были изготовлены образцы с использованием связующего горячего отверждения из препрега марки В180 и марки Т26, а также образцы с использованием связующего холодного отверждения марок SR8100 с отвердителем SD8824 и ЭД20 с отвердителем ПЭПА.[1]

На рис.2 приведена диаграмма зависимости напряжений от деформации при сжатии, на примере образца из препрега В180 по результатам измерения экстензометром Epsilon 3442-008M-010-HT2 с базой измерения 8 мм.

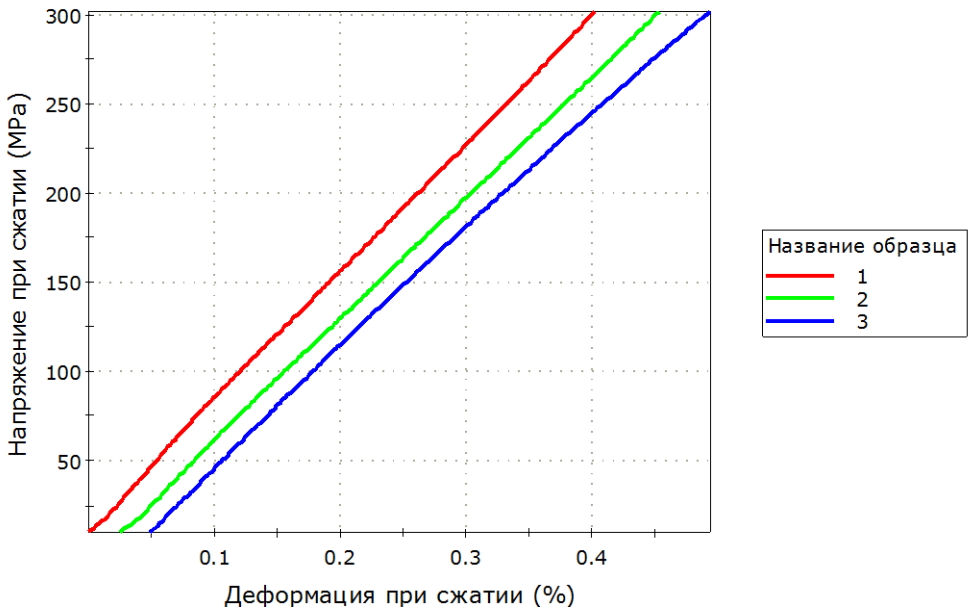
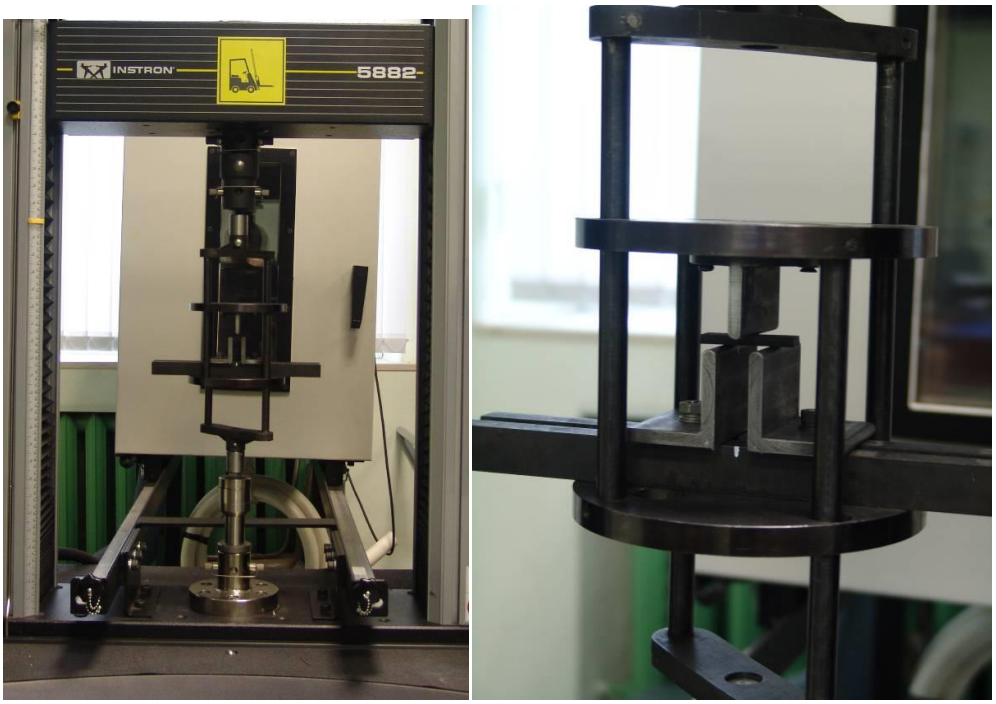


Рис.2- Диаграмма зависимости напряжений от деформации образца из препрега В180 при сжатии по результатам измерения экстензометром

Общий вид испытательной машины образцов материала на межслоевую прочность и образца установленного в испытательной оснастке показан на рис. 3. На рис. 4 приведена фотография разрушенного образца в испытательной оснастке (типичный характер разрушения).

Диаграмма зависимости напряжения от деформации до разрушения образца приведена на рис. 5

Результаты средних значений механических характеристик образцов представлены в табл.1.



а) *б)*

Рис. 3 Общий вид испытательной машины Instron 5882 с испытательной оснасткой на определение межслоевой прочности (*а*); оснастка с образцом (*б*)

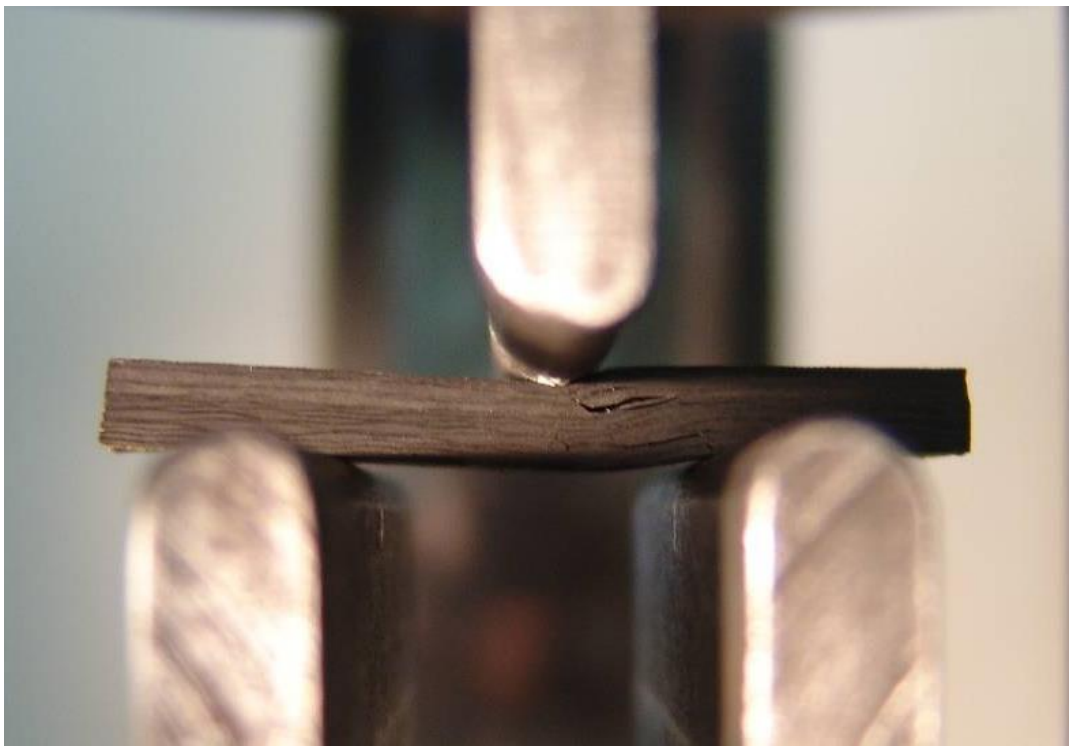


Рис. 4 Типичный характер разрушения образцов

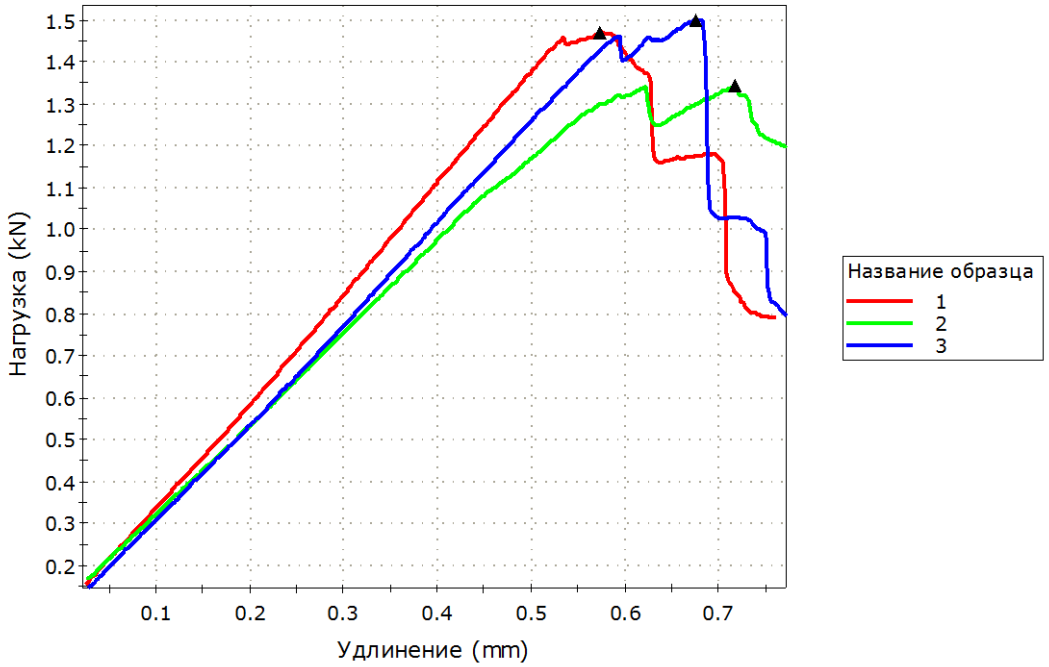


Рис. 5 Диаграмма зависимости напряжения от деформации до разрушения образца из препрега В180

Таблица 1

Результаты определения физико-механических характеристик образцов

№ п/п	Марки связующего	Предел прочности при сжатии $\sigma_в^-$, МПа	Модуль упругости при сжатии E^-, МПа	Межслоевая прочность τ_{23}, МПА
1.	В180	647,436МПа	67 986,966МПа	56,660МПа
2	Т-26	597,927 МПа	57 623,695МПа	58,852МПа
3	ЭД-20	367,117 МПа	40 176,527 МПа	31,117МПа
4	Sicomin	437,770 МПа	62 893,438 МПа	43,434МПа

Из таблицы видно, что углепластик, полученный инфузионным методом со смолой Т26 имеет прочность при сжатии на 8% меньшую, чем углепластик изготовленный из препрега В180. Его модуль упругости на 15% ниже, однако межслоевая прочность выше на 5%. А характеристики связующего Т26 на 26-27% выше, чем у связующего SR8100.

RESEARCH OF THE PROPERTIES OF CARBON PLASTICS BASED ON EPOXY BINDERS

Chernoglazov P.

pashaprostopasha@bk.ru

Supervisor: A. Chernoglazova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Profeccor

(Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, Russia)

Abstract: the influence ofthe moulding method and the method of the binder curing on the physical and mechanical characteristics of CMs were studied, the usage of the method of vacuum infusion and of contact moulding, which does not require expensive equipment, was suggested.

УДК 678.027

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛИТЬЯ КРОНШТЕЙНА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Чертыковцева В.О., Куркин Е.И.
vladislaava.s@yandex.ru
Научный руководитель: В.Г. Шахов, к.т.н, профессор
(Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара)

В работе описаны этапы математического моделирования литья кронштейна аэрокосмического назначения из короткоармированного композиционного материала в системе Moldex3D.

Актуальность работы связана с применением современных материалов. Короткоармированные композиционные материалы являются перспективными материалами, которые эффективно применяются для изготовления пространственно-нагруженных изделий в случаях, когда слоистые композиты сталкиваются с проблемой расслоения. Отличительной особенностью армированных композитов является ярко выраженная анизотропия их механических свойств, определяемая ориентацией волокон в матрице в одном или нескольких направлениях [1]. Поэтому при проектировании изделий из короткоармированных композиционных материалов необходимо моделировать все этапы их изготовления. Инжекционный способ литья является современным технологическим способом изготовления аэрокосмических конструкций [2]. Численное моделирование процесса литья под давлением позволяет избежать наиболее часто встречающихся дефектов в будущих изделиях [3]. Вопросы моделирования процессов литья для изготовления авиационных конструкций касаются проблемы точного описания их напряженно-деформированного состояния во всех условиях их эксплуатации и случаях нагружения. Решение этих вопросов необходимо для прогнозирования жесткости и прочности будущих изделий в любом из сечений с учётом всего технологического цикла изготовления.

Исходными данными для моделирования процесса литья является трёхмерная геометрическая модель кронштейна, предназначенного для передачи перерезывающей силы на расстоянии 40 мм от опоры. Конструктивно узел состоит из двух кронштейнов, перпендикулярных основанию. Геометрическая модель кронштейнов показана на рисунке 1. Так как кронштейны симметричные при постановке задачи моделировался один из них.

Рисунок 18 – Геометрическая модель кронштейнов

Для построения структурированной расчётной сетки использован Moldex3D Designer, который позволяет автоматически генерировать сетки с заданным количеством пограничных слоев гексаэдрических элементов. Особенностью построения сетки является необходимость задания атрибутов литья: место входа материала, литник и заполняемая форма. Итоговая

конечно-элементная сетка состоит из 13 млн. элементов. Полученная расчетная сетка в области проушины представлена на рисунке 2.

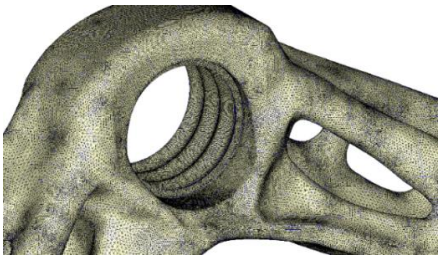


Рисунок 19 – Сгенерированная расчетная сетка в области проушины кронштейна

Исследуемым материалом является композиционный материал Etal Carbon, армированный короткими угольными волокнами массовой долей 3%. Характеристики материала получены экспериментально. Так как данный материал отсутствует в банке материалов в Moldex3D, его характеристики задавались вручную. Вязкость рассматриваемого материала составляет 220 сП.

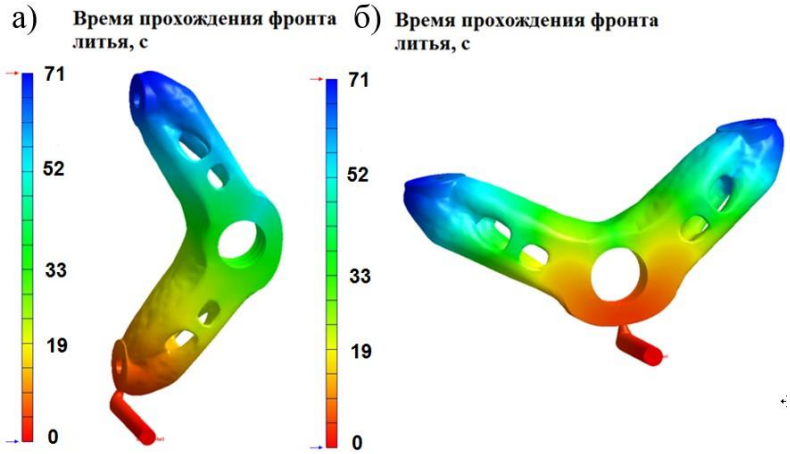
Технологические параметры определены возможностями изготовления кронштейна. Для задания технологических условий расчета применен математический метод CAE, позволивший задать основные характеристики литьевого процесса вручную. Основные параметры процесса литья представлены в таблице 1.

Таблица 1

Основные параметры процесса литья

Параметр	Значение
Диаметр шнека, мм	60
Скорость впрыска, мм/с	40
Максимальное давление впрыска, МПа	60
Давление выдержки, МПа	30
Время выдержки, с	8
Температура формы, ℃	90
Температура состава, ℃	250

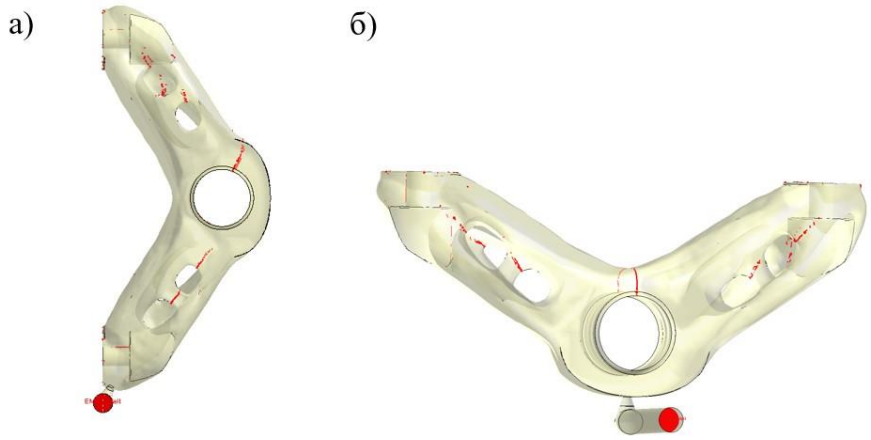
Рассмотрено два способа расположения литникового канала, с помощью которого состав поступает в форму. На рисунке 3 показаны результаты моделирования для двух вариантов расположения литника.



а – литник в опоре кронштейна; б –литник в центральной части кронштейна

Рисунок 20 – Фронты литья при разных расположениях литника

В местах встречи потоков расплава происходит образование спаев [4], приводящее к изменению направления течения состава, поэтому области спаев характеризуются высокой неравномерностью ориентации волокна. Разрушение изделий, изготовленных методом литья под давлением, часто происходит по линии спая. Поэтому для выбора места расположения литника исследовано расположение линий спая для каждого из вариантов литья (рисунок 4).



а – литник в опоре кронштейна; б –литник в центральной части кронштейна

Рисунок 4 – Расположение линий спая в авиационном кронштейне

Сравнение данных способов показало, что предпочтительным является вариант расположения литникового канала в опоре кронштейна. Такое расположение канала позволяет переместить возникающую в результате литья линию спая от места, где происходит разрушение при рассматриваемом нагружении.

В результате моделирования наблюдалось полное заполнение формы. Время литья кронштейна составило 71 секунду. Смоделированный процесс литья позволил предсказать расположение линий спая и минимизировать их негативное влияние на механические характеристики изделия. Выполненное математическое моделирование позволяет получить файл с информацией об ориентации волокон, который во многом определяет механические характеристики проектируемого кронштейна и может быть использован на дальнейших этапах проектирования.

Исследование выполнено финансовой поддержке Российского научного фонда, проект № 19-79-10205.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Pastuszak, P. D., & Muc, A. Application of Composite Materials in Modern Constructions// Key Engineering Materials. 2013. V. 542, Pp.119–129.

2. Dupret F., Couniot A., Mal O., Vanderschuren L.,Verhoyen O. Modelling and Simulation of Injection Molding // Advances in the Flow and Rheology of Non-Newtonian Fluids, Elsevier, Rheology Series, 1999.

3. Bichler M. Guide to flawless injection mouldings, Heidelberg: Huethig Verlag,1999, 112p.

4. Z. Tadmor, Molecular orientation in injection molding // J. Appl. Polym. Sci. 1974. V.18, Pp. 1753-1772.

THE MATHEMATICAL SIMULATION OF MOLDING PROCESS OF BRACKET FROM COMPOSITE MATERIAL

Chertykovtseva V.O., Kurkin E.I.

vladislaava.s@yandex.ru

Supervisor: Shakhov V.G., Candidate of Technical Sciences, Professor

(*Samara National Research University, Samara*)

The paper describes the stages of mathematical simulation of molding process of aerospace bracket from a short-reinforced composite material in the Moldex3D system.

УДК 691.175

СТАРЕНИЕ И ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Чураков М.С.
mihon4ik116@gmail.com
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н, профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева - КАИ, г.Казань)

В работе определяется степень влияния внешних факторов на свойства полимерных материалов.

При переработке, хранении, по ходу эксплуатации физико-химические показатели, свойства материалов изменяются, в основном, под действием разнообразных внешних факторов. Для описания процессов, которые при этом протекают, используют такие понятия, как коррозия и старение. Результат их определяет, в свою очередь, стойкость, долговечность и ресурс материала.

В широком смысле коррозия – процесс разрушения материала в результате воздействия внешней среды. При коррозии металлов часть их переходит в ионное состояние с образованием окислов, солей или происходит растворение материала. В случае неорганических и полимерных материалов в результате коррозии может произойти старение этих материалов вплоть до разрушения [1-4]. Согласно [5-7] старение полимеров – совокупность химических и физических превращений, происходящих в полимерах и приводящих к ухудшению, потере ими полезных свойств. Поскольку данные превращения не всегда ухудшают полезные свойства материала, более того, возможна ситуация, когда они улучшают их, говоря о старении в соответствии с представленным определением, будем иметь в виду лишь процессы, негативно влияющие на полезные, эксплуатационные показатели рассматриваемых материалов.

При старении полимерных материалов принято различать два типа процессов – структурирование и деструкцию [7]. Структурирование (сшивание) означает образование в материале более сложных структур. Зачастую оно сопровождается деструкцией. Деструкция (деградация) полимеров – разрушение макромолекул материала под действием внешних факторов. В зависимости от механизмов разрушения деструктивные процессы классифицируются следующим образом:

-статистическая деструкция, при которой образуются осколки макромолекул, обычно превышающие размеры мономерных звеньев;

-деструкция по механизму деполимеризации, когда происходит отрыв мономерных звеньев от активной полимерной цепи.

В общем случае характер старения полимерных материалов и скорость этого процесса определяются, во-первых, структурой и составом полимера, во-вторых - воздействием внешней среды. Например, на химическую стойкость полимерных материалов влияют следующие факторы [5]:

- природа основной цепи полимера;
- наличие функциональных реакционноспособных групп;
- структура полимера (линейная, сетчатая), степень кристалличности;
- полярность полимера;
- внутренние напряжения;

- состояние поверхности изделия из полимерного материала.

Кроме того, стойкость, а также сопротивляемость воздействию внешних факторов зависит от многих технологических аспектов, таких как фазовый состав, особенности производства нанесения покрытий, дополнительной обработки, а также от конструктивного исполнения соответствующего изделия, характеризуемого:

- общей компоновкой, расположением элементов конструкции относительно друг друга;
- видом соединения элементов конструкции (сопряжение, сварка и др.);
- наличием контакта полимеров с металлами;
- обтекаемостью элементов конструкции, наличием застойных зон.

Что касается воздействия внешней среды на полимерные материалы, изделия и конструкции, изготовленные из них, оно может быть самым разнообразным. Безусловно, наибольший интерес представляют эксплуатационные факторы.

При действии внешних факторов можно считать [5], что свойства вещества практически не меняются, если число элементарных повреждений S (разрыв цепи, появление новых функциональных групп в результате химических превращений) будет мало по сравнению с общим числом молекул P, имеющихся в образце.

Если принять за степень старения долю разорванных в главной цепи связей α, то получим:

$$\alpha = S/Pnz,$$

где n – степень полимеризации (отношение молекулярной массы полимера к молекулярной массе мономерного звена, равное числу мономерных единиц в макромолекуле), z – число связей в главной цепи, приходящихся на одно мономерное звено. Отсюда:

$$S/P = \alpha nz = \alpha M/mz,$$

где M – молекулярная масса полимера, m - масса мономерного звена. С учетом данных соотношений условие неизменности свойств полимера будет иметь вид:

$$\alpha = M/mz \ll 1 \text{ или } \alpha M \ll m/z.$$

Таким образом, допустимая степень старения тем меньше, чем больше молекулярная масса материала.

В общем случае различают следующие механизмы старения полимерных материалов [1]:

- старение в результате хемодеструкции (химическое старение);
- термоокислительное и термическое старение;
- фотостарение (световое старение);
- радиационное старение;
- старение под действием потока электронов и протонов высокой энергии;
- старение при механическом воздействии;
- старение вследствие термоциклического воздействия;
- коррозия под напряжением;
- микробиологическое старение.

Основными методами исследования старения являются экспериментальные методы, в ходе которых проводятся испытания соответствующих материалов при воздействии разных факторов.

Как и при любых испытаниях различают испытания в естественных условиях (натурные испытания) и лабораторные (ускоренные) испытания, при проведении которых с целью сокращения времени воздействия на образцы нагрузки являются более жесткими, чем при эксплуатации конструкций в естественных условиях (естественная инсоляция) [1].

В свою очередь лабораторные методы испытаний образцов материалов можно разделить на следующие группы: методы, воспроизводящие действие на материалы только одного фактора; методы, воспроизводящие одновременно действие нескольких факторов. В

последнем случае при анализе старения под воздействием атмосферных факторов, используются аппараты искусственной погоды [1].

В качестве примера старения полимерных материалов в естественных условиях (на открытом воздухе) при воздействии атмосферных факторов, обусловленных солнечным светом, теплом, холодом, влагой, ветром, химически и биологически активными компонентами, рассмотрим результаты испытаний полиамида П-68, полиформальдегида, поликарбоната в условиях, характерных для среды с умеренной температурой и средней влажностью (I), с высокой температурой и влажностью (II), с высокой температурой и низкой влажностью (III) [1]. Результаты испытаний показаны на рисунках 1 и 2, которые иллюстрируют изменение отношения прочности и относительного удлинения образцов в текущий момент времени к значениям этих параметров до начала испытаний.

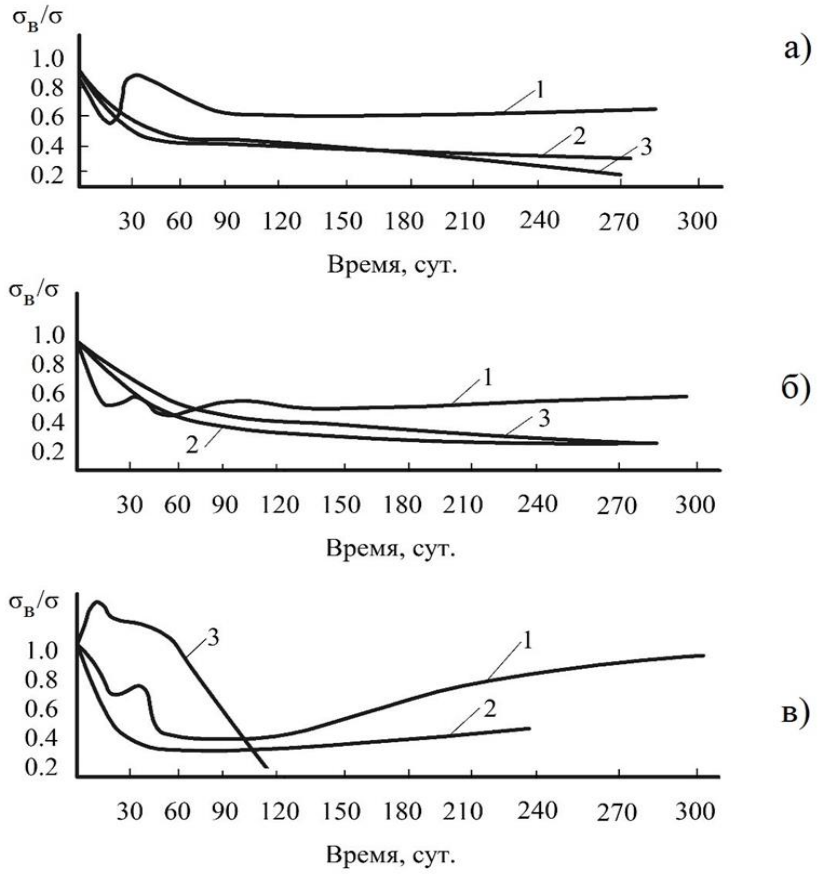


Рис. 1. Изменение отношения предела прочности при растяжении к пределу прочности материала до испытаний: *а*) условия I; *б*) условия II; *в*) условия III; 1 – поликарбонат, 2 – полиформальдегид, 3 – полиамид [1]

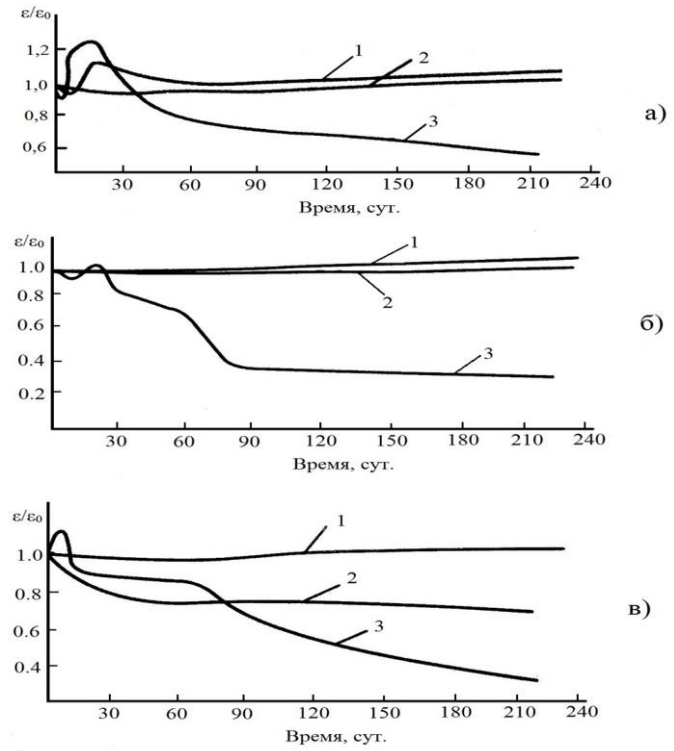


Рис. 2. Изменение отношения относительного удлинения
к относительному удлинению образцов до испытаний: а) условия I; б) условия II;
в) условия III; 1 – поликарбонат, 2 – полиформальдегид, 3 – полиамид [1]

В целом, с течением времени названные показатели уменьшаются, что означает старение соответствующего материала. Однако, имеются исключения. Так в условиях III (рис.1, *в*) отношение предела прочности при растяжении к пределу прочности материала до испытаний для поликарбоната после значительного уменьшения в течении 70 суток, увеличивается, стремясь к единице, то есть предел прочности материала приближается к его первоначальному значению. Относительное удлинение образцов из этого материала (рис.2) независимо от климатических условий меняется мало.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн. Кн. 2. Под ред. Дж. Любина. - М.: Машиностроение, 1988. – 584 с.

2. Долежел Б. Коррозия пластических материалов и резин. - М.: Химия, 1964. – 248 с.

3. Воробьева Г.Я. Коррозионная стойкость материалов в агрессивных средах химических производств. - М.: Химия, 1975. – 816 с.

4. Клинов И.Я., Удыма П.Г., Молоканов А.В., Горяинова А.В. Химическое оборудование в коррозионностойком исполнении. - М.: Машиностроение, 1970. – 589 с.

5. Энциклопедия полимеров. Ред. коллегия: В.А. Кабанов (гл. ред.) и др. - М.: Советская энциклопедия, Т.3, 1977. – 1152 с.

6. Эмануэль Н.М., Бучаченко А.Л. Химическая физика старения и стабилизации полимеров.- М.: Наука, 1982. – 356 с.

7. Кириллова Э.И., Шульгина Э.С. Старение и стабилизация термопластов. - Л.: Химия, 1988. – 240 с.

AGING AND DURABILITY OF POLYMER MATERIALS

Churakov M.
mihon4ik116@gmail.com
Supervisor: E. Galimov, Doctor of Technical Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

The work determines the degree of influence of external factors on the properties of polymer materials.

УДК691.175.2

ОСОБЕННОСТИ СТРУКТУРООБРАЗОВАНИЯ ПОЛИУРЕТАНОВОЙ МАТРИЦЫ, НАПОЛНЕННОЙ МОДИФИЦИРОВАННЫМИ ЧАСТИЦАМИ КАРБИДА КРЕМНИЯ

Шалыгина Т.А.[1, 2], Руденко М.С.[1], Воронина С.Ю.[1]
leonova.ta@inbox.ru
([1]Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева, г. Красноярск;
[2]Сибирский федеральный университет, г. Красноярск)

Исследованы полиуретановые композиты, наполненные модифицированными частицами карбида кремния с управляемой морфологией поверхности. Модифицированные частицы карбида кремния характеризуются углеродной оболочкой (SiC@CS), углеродной оболочкой, декорированной кремниевыми наночастицами (SiC@CS/NP) или наноусами (SiC@CS/NW). Получены результаты исследования влияния морфологии поверхности частиц карбида кремния на релаксационные свойства полиуретанового композиционного материала. Было обнаружено, что степень микрогетерогенности композита уменьшается с увеличением удельной площади поверхности частиц наполнителя со сложным рельефом.

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) являются активно развивающимся направлением современного материаловедения. Армирование волокнистыми или дисперсными наполнителями позволяет добиться появления новых уникальных свойств и расширить области применения ПКМ. Понимание структурообразования полимерной матрицы в композите чрезвычайно важная задача при разработке ПКМ с заданными конечными свойствами. На сегодняшний день моделирование конечных свойств дисперсно-наполненных полимеров с высокой точностью испытывает некоторые трудности. Трудности заключаются в неподчинении полимерных композитов правилу аддитивности, потому как полимерный композит не является двухфазной системой. В работе [1] было показано, что полимерную матрицу необходимо рассматривать как сумму трех составляющих элементов (слоев), каждый из которых несет в себе свою специфическую роль в организации структуры матрицы. Образование такой сложной многофазной структуры связующего при наполнении его дисперсным наполнителем характеризуется степенью микрогетерогенности.

Присутствие поверхности наполнителя в полимерной матрице способно оказывать значительное влияние на подвижность сегментов полимерных цепей, находящихся в непосредственной близости от нее, а в силу протяженности и кооперативного характера теплового движения цепей, это влияние распространяется и на цепи, находящиеся на некотором удалении от нее [2]. До настоящего времени основным фактором, обуславливающим характер влияния поверхности наполнителя на свойства ПКМ, считали наличие или отсутствие непосредственного взаимодействия полимерных цепей с поверхностью наполнителя. Однако, результаты компьютерного моделирования структуры

дисперсно-наполненных полимерных композитов, выполненными американскими исследователями показали, что наряду с каким-либо взаимодействием полимерных цепей с поверхностью дисперсного наполнителя, важно учитывать и морфологию (рельеф) этой поверхности [3]. Они показали значительное отличие в изменении таких параметров, как плотность полимера в граничных слоях и количество свободного объема в межфазной области, в зависимости от того, имеет ли частица гладкую поверхность или щетинообразный рельеф. До настоящего времени не хватает статистических экспериментально полученных результатов, которые бы позволили оценить влияние морфологии поверхности частиц наполнителя на структурообразование граничных слоев, степень микрогетерогенности, релаксационные и конечные свойства композитов.

Поэтому данная работа посвящена исследованию структурообразования полиуретановой матрицы и его зависимость от морфологии (рельефа) поверхности частиц карбида кремния (SiC). Здесь выбор карбида кремния обусловлен не только его уникальными свойствами, но и возможностью проведения физической модификации с целью управления морфологией его поверхности.

Был разработан способ плазмохимической модификации частиц карбида кремния (SiC), позволяющий получить частицы с управляемой морфологией поверхности. В качестве объектов исследования выступали частицы SiC (фракция F800), характеризующиеся размером частиц от 7 до 10 мкм, согласно ГОСТ 26327-84 (СТ СЭВ 4169-83).

Модификация частиц осуществлялась с помощью плазмотрона F4 комплекса плазменного напыления. Изменяющимся параметром при плазмохимической модификации было выбрано соотношение доли плазмообразующего и дополнительного газов (Ar/H), в качестве которых выступали аргон и водород, соответственно. Порошок SiC подавался с помощью устройства подачи пробы с транспортирующим газом (Ar) на срез плазменной струи, сгенерированной плазмотроном. Проходя через область плазмы порошок нагревался, и с потоком плазмообразующего и дополнительного газов (Ar/H) попадал в реактор, где конденсировался на водоохлаждаемых стенках ректора в виде дисперсного порошка.

Модифицированные частицы SiC характеризовались углеродной оболочкой (SiC@CS), углеродной оболочкой, декорированной кремниевыми наночастицами (SiC@CS/NP) или наноусами (SiC@CS/NW). Модифицирование частиц SiC привело к снижению в 2,6 раза значения насыпной плотности ($\rho_н$) и как следствие к снижению максимальной объемной доли наполнителя (φ_m) в композите.

Исследование релаксационных свойств полиуретановых композитов, наполненных частицами SiC с различной морфологией поверхности, отражающих молекулярную подвижность сегментов полиуретановых цепей, были выполнены с помощью динамического механического анализатора марки Q800 производства TA Instruments (США) в режиме сдвиговых деформаций. Образцы представляли собой пластинки размером 10x10 мм, толщина образцов (0.68 мм) обеспечивалась геометрией технологической оснастки, выполненной из алюминия. После диспергирования наполнителя в полиуретановом связующем и заливки композиции в оснастку производили отверждение образцов в климатической камере 4 часа при 80 °C.

Исследования релаксационных свойств образцов полиуретанового композита проводили в широком диапазоне концентраций ($\varphi_н$). Для возможности исследования релаксационных свойств непосредственно граничных слоев в дисперсно-наполненном композите, необходимо перевести полимерное связующее в состояние граничного слоя ($\varphi_н \rightarrow \varphi_m$). За температуру стеклования (T_g) было выбрано значение температуры максимум пика модуля механических потерь. Зависимость температуры стеклования от объемной доли наполнителя и различной морфологии поверхности частиц SiC представлена на рисунке 1.

Как уже было сказано выше, дисперсно-наполненное полимерное связующее при полимеризации в присутствии частиц наполнителя может образовывать три слоя, отличающиеся по структуре и релаксационным свойствам. Наличие двух критических

концентраций для исследуемых образцов подтверждает высокую степень микрогетерогенности структуры полиуретановой матрицы. Проявление тех или иных релаксационных свойств композита при определенной концентрации наполнителя свидетельствует о доминировании того или иного слоя. Все это указывает на сложную организацию полимерных цепей в гетерогенную структуру полимерного связующего и на сложную ее зависимость от таких параметров как, длина полимерной цепи, количество образующихся полимерных цепей между частицами наполнителя (толщина полимерной прослойки), размер частиц и рельеф их поверхности, адсорбция полимерных цепей на поверхности частиц наполнителя и др. Кроме этого, важно заметить, что минимальным диапазоном изменения значений T_g от концентрации наполнителя обладают образцы композита полиуретана, наполненного модифицированными частицами SiC@CS/NP и SiC@CS/NW. Это указывает на уменьшении степени микрогетерогенности полимерного связующего в композите. Причинами могут служить уменьшение толщины граничного и рыхлого слоев за счет высокой удельной площади поверхности частиц (45 $м^2/г$), а также возможное перекрытие областей образующихся слоев связующего за счет сложного рельефа поверхности частиц наполнителя.

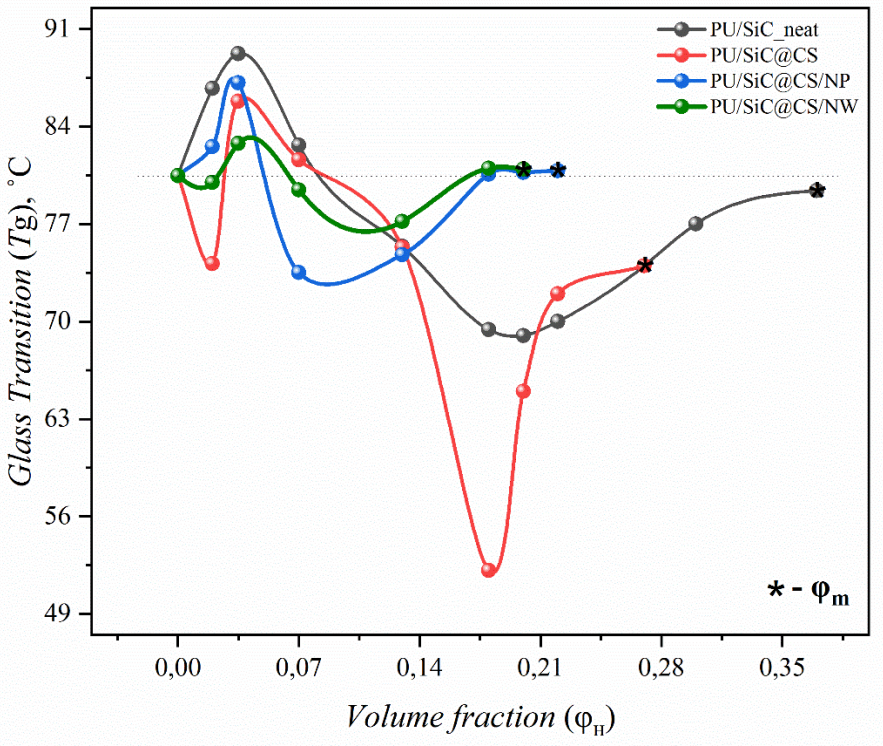


Рисунок 1 — Зависимость температуры стеклования T_g
от концентрации и типа морфологии поверхности частиц наполнителя

Таким образом исследование показало, что морфология (рельеф) поверхности частиц, как и непосредственное взаимодействие полимерных цепей с поверхностью наполнителя, влияет на структурообразование полимерного связующего в композите. Сложный рельеф и высокая удельная площадь поверхности снижает степень микрогетерогенности полиуретанового связующего, что повышает точность моделирования конечных свойств композита. Было показано, что физическая модификация частиц наполнителя, приводящая к увеличению удельной площади поверхности за счет усложнения ее рельефа, может служить полезной альтернативой в том случае, когда химическая модификация поверхности наполнителя не может быть применена.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований в рамках научного проекта № 19-33-90166.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Симонов-Емельянов, И. Д. Построение структур в дисперсно-наполненных полимерах и свойства композиционных материалов // Пластические массы. 2015. № 9-10. С. 29-36.
2. Липатов Ю.С. Межфазные явления в полимерах. Киев: Наукова Думка, 1980. 260 с.
3. Feng J., Venna S. R., Hopkinson D.P. Interactions at the interface of polymer matrix-filler particle composites // Polymer. 2016. V. 103. P. 189-195.

STRUCTURING FEATURES OF A POLYURETHANE MATRIX FILLED WITH MODIFIED SILICON CARBIDE PARTICLES

Shalygina T.A.[1,2], Rudenko M.S.[1], Voronina S.Yu.[1]

leonova.ta@inbox.ru

([1]Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk;
[2]Siberian Federal University, Krasnoyarsk)

Polyurethane composites filled with modified silicon carbide particles with controlled surface morphology have been investigated. The modified silicon carbide particles are characterized by a carbon shell (SiC@CS), a carbon shell decorated with silicon nanoparticles (SiC@CS/NP) or nanowires (SiC@CS/NW). The study results of the surface morphology effect of silicon carbide particles on the relaxation properties of a polyurethane composite material are obtained. It was found that the composite microheterogeneity degree decreases with an increase in the specific surface area of the filler particles with a brush-like surfaces.

УДК 621.7

ФРЕЗЕРОВАНИЕ СТРИНГЕРОВ СЛАБОНАГРУЖЕННОЙ ОБШИВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Шестакова Е.А.

anburg@mail.ru,

Научные руководители: Р.М. Янбаев, к.т.н., доцент
В.О. Иевлев, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В статье приведены результаты исследований фрезерования оппозитно расположенными концевыми фрезами стрингеров обшивки летательных аппаратов, обладающих малой устойчивостью. Практически определены с помощью пьезоэлектрического датчика колебаний и осциллографа амплитудно-частотные па-раметры колебаний в системе СПИД. Выявлено влияние амплитудно-частотных ха-рактеристик при встречном и попутном фрезеровании на шероховатость обрабаты-ваемой поверхности.

Обшивка летательных аппаратов, получена по технологии получения деталей из сплавов, основанной на применении метода послойного наплавления сплавов

Процесс выращивания ведется при температурах, близких к температуре солидус сплава, что позволяет устранить опасные внутренние термические напряжения в выращиваемой детали, предотвратить коробление и трещины.

Требуемая толщина стрингера должна составлять порядка 1,5 мм. Авторами способа выращивания пока удается вырастить стрингеры толщиной 4 – 4,5 мм, но в будущем возможно выращивание стрингеров нужной толщины.(рис. 1) Однако полученные образцы

обладают погрешностями формы: волнистостью, неплоскостностью, высокой шероховатостью поверхности и наличием дефектов структуры: пор, трещин и др. (рис. 2).

а б

Рисунок 1 - 3-D модель (а) и фотография внешнего вида экспериментального элемента обшивки (б) с выращенными стрингерами.

а б в

Рисунок 2 –стрингер после фрезерования (а), шлиф на поперечного сечения неразъемного соединения стрингера с обшивкой (б), микроструктура (в) образцов в зонах формирования неразъемного соединения стрингера с обшивкой.

Поэтому после выращивания стрингера необходимо получить нужную толщину и избавиться от отмеченных выше недостатков. Решить эти проблемы можно двумя методами:

1. Пластическим деформированием стенки стрингера парой валков (роликов), что потребует больших усилий и нагрева, приводящих обычно к возникновению больших остаточных напряжений и деформаций, а также трещинообразованию.

2. Механической обработкой фрезами. Однако при этом возникает ряд проблем: пластическая деформация (отжим стенок) и вибрации из-за нежесткости конструкции. (рис.2)

В авиастроении обработка стенок в полостях деталей типа колодцев и карманов производится концевыми фрезами. При этом тонкие стенки деформируются совместно с фрезами небольших диаметров (рис. 3) [1,2]. Колебания сил резания приводят также к вибрациям нежесткой конструкции, от которых не удается избавиться даже применением более жестких фрез. Избавиться от колебаний возможно применением подпора обрабатываемой стенки специальным элементом приспособления, базирующимся по самой

стенке. Однако стенка имеет существенные погрешности формы, что копирует их на обработанной поверхности. Поэтому такой подход нерационален.

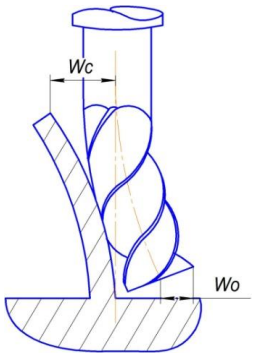


Рисунок 3 – деформация стенки стрингера совместно с фрезой.

В данной работе использован метод оппозитной двухсторонней одновременной обработки двумя фрезами одного диаметра на одинаковых режимах резания [1]. Для этого требуется станок с ЧПУ и специальное приспособление. Трудность конструирования такого приспособления в том, что фрезы расположены близко друг от друга, поэтому приспособление типа многошпиндельной головки неприменимо. Такое приспособление было разработано авторами. На сегодняшний день устройство патентуется. При оппозитной обработке возможны три схемы резания (рис. 4): когда фрезы вращаются в разных направлениях получается встречное фрезерование (а), попутное фрезерование (б) и когда фрезы вращаются в одном направлении возникает случай, когда одна фреза работает встречно, а другая попутно (в).

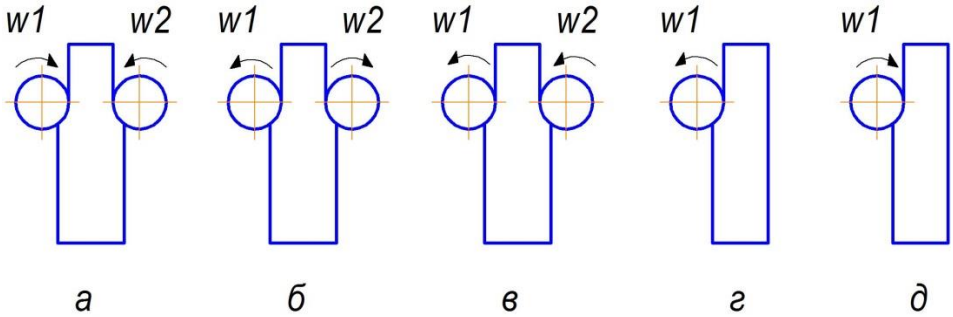


Рисунок 4 – схемы фрезерования стрингера

Схемы действия сил резания в этих случаях показывают:

1. И при встречном и при попутном фрезеровании радиальные составляющие силы резания могут быть направлены навстречу друг другу, что препятствует возникновению поперечных колебаний. Однако для зубьев в другом положении это не так. При попутном фрезеровании вертикальная составляющая направлена всегда вниз, в сторону детали, а при встречном наоборот. Поэтому попутное фрезерование следует считать предпочтительным в смысле возникновения поперечных колебаний. При встречном фрезеровании тангенциальная составляющая силы резания направлена в направлении необработанной поверхности, что способствует возникновению продольных колебаний. При попутном фрезеровании тангенциальная составляющая направлеиа в сторону обработанной поверхности, что более благоприятно относительно продольных колебаний. Поэтому попутное фрезерование следует считать предпочтительным.

2. В смешанном случае (в) вообще возникает момент сил тангенциальных, создающий продольные колебания, с поперечными колебаниями ситуация тоже неблагоприятная.

Подытоживая сказанное, можно сказать, что при обработке концевыми парными фрезами можно рекомендовать обработку попутную при разнонаправленном вращении фрез. Следует иметь в виду, что фрезы с винтовыми зубьями в разных положениях и разных сечениях дают разные значения вертикальных составляющих. Синхронизация положения фрез при обработке может исправить положение относительно поперечных составляющих. Требуется синхронизация положения фрез.

Вместо обработки концевыми фрезами возможна также оппозитная обработка дисковыми фрезами. При этом фрезы с прямыми зубьями не дадут вообще поперечной составляющей силы резания. Попутное фрезерование обеспечит прижим детали к приспособлению, а тангенциальная сила направлена в сторону обработанной поверхности, препятствуя возникновению продольных колебаний. При такой схеме не требуется специального приспособления. Однако такую обработку можно использовать только в случае, когда стрингеры прямолинейны и имеют постоянную толщину. Поэтому для обеспечения универсальной обработки стрингеров переменной толщины и направления авторы приняли обработку оппозитными концевыми фрезами.

Обработка производилась по четырем схемам: двухстороннего и одностороннего встречного и попутного фрезерования (рис. 4 а,б,г,д). Для измерения шероховатости применялся портативный профилограф - профилометр W20 (Hommel Etamic), а амплитудно-частотные характеристики посредством пьезоэлектрического датчика на осциллограф Textronix TDS2022B.

Амплитуды колебаний по длине обработки были переменны вследствие различных условий закреплений образца (рис. 5). Это объясняется различными условиями закрепления участков: последний закреплялся консольно и поэтому частоты были большими, как и на начальном участке с полным закреплением. Амплитуды колебаний при односторонней обработке намного превышали частоты колебаний при двухсторонней обработке оппозитными фрезами.

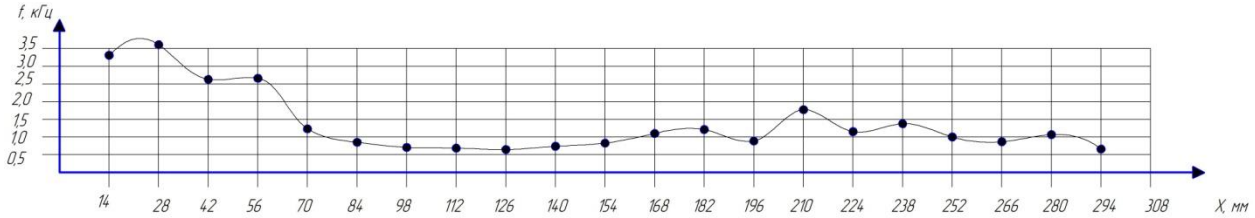


Рисунок 5 - Частота колебаний стрингера в зависимости от схемы закрепления в процессе фрезерования.

Замерялась и сравнивались с односторонней обработкой шероховатость обработанной поверхности. Шероховатость обработанной поверхности при двухсторонней обработке оказалась в 3-4 раза ниже, чем при односторонней обработке и достигала *Ra* 0,63 (рис. 6). Шероховатость также зависит от частоты вращения

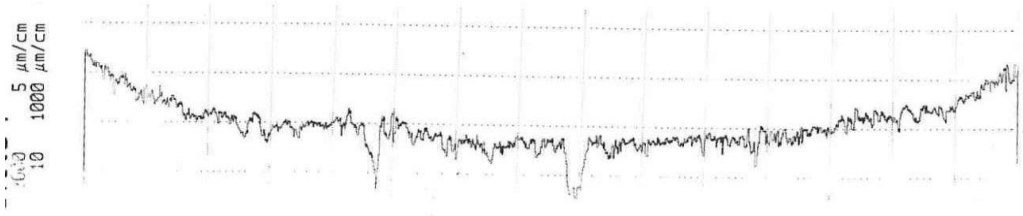


Рисунок 6 - Экспериментальные значения шероховатости обработанной поверхности стрингера при различных режимах фрезерования

Важнейшей характеристикой полученной выращиванием с последующим фрезерованием обшивки является прочность и структура полученного соединения. Исследовалась зона сращивания стрингера с обшивкой. С этой целью были изготовлены шлифы на макро- и микроструктурный анализ. Анализ показал, что соединение получается без трещин, но с пористостью, как концентрированной, так и распределенной. Вид пористости определяется режимом выращивания и продолжительности выдержки. Микроструктурный анализ показал здоровую однородную структуру подученного соединения без трещин.

Проведенные прочностные испытания полученных на разных режимах соединений на плоских образцах показали хорошие значения параметров и позволили выявить оптимальные режимы выращивания. На одном из режимов $\sigma_в$ =326 Мпа при δ=6%, что составило 81,5% прочности основного металла.

Выводы:

Теоретически обосновано и экспериментально подтверждено, что из-за малой жесткости обшивки обработка стенок стрингеров возможна только парными дисковыми или концевыми фрезами.

Экспериментально подтверждена зависимость значений амплитудно-частотных колебаний в системе СПИД на шероховатость обработанной поверхности стрингера.

Доказано преимущество фрезерование оппозитно расположенными фрезами по сравнению с односторонним фрезерованием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Синтез слабонагруженной обшивки летательных аппаратов Е.А. Шестакова, В.О. Иевлев, Р.М. Янбаев, Д.В. Курылев Вестник КНИТУ-КАИ №4 2020г.

2. Иевлев В.О. Проектирование оптимальных операций фрезерования авиационных деталей: Автореф. дис. канд. техн. наук. Казань, 1989, с. 32

MILLING STRINGERS WITH LOW-LOADED CIRCUITS OF AIRCRAFT

Shestakova E.

anburg@mail.ru

Supervisors: R. Yanbaev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor;
V. Ievlev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The article presents the results of studies of milling with oppositely positioned end mills of stringers of aircraft skin, which have low stability. The amplitude-frequency parameters of the oscillations in the AIDS system were practically determined using a piezoelectric vibration sensor and an oscilloscope. The influence of amplitude-frequency characteristics during counter and passing milling on the roughness of the processed surface is revealed.

УДК 621.7

УСТРОЙСТВО ДЛЯ ФРЕЗЕРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ МАЛОУСТОЙЧИВЫХ СТРИНГЕРОВ В АЛЮМИНИЕВЫХ ОБШИВКАХ

Шестакова Е.А.
anburg@mail.ru,
Научные руководители: Р.М. Янбаев, к.т.н., доцент
В.О. Иевлев, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В статье рассматривается конструкция устройства для фрезерования тонкостенных малоустойчивых стрингеров в алюминиевых обшивках.

Традиционно обшивка летательных аппаратов создается путем приклепывания на тонко стенную листовую основу толщиной до 0,8 мм стрингеров из уголка. Такая конструкция обладает рядом недостатков: высокой трудоемкостью и в ряде случаев недостаточной надежностью соединения. Возможно приваривания уголков лазерной сваркой. Однако этот метод недостаточно отработан и в сварочных швах возникает большое количество дефектов, что требует существенной доработки метода.

Альтернативой этому может служить технология выращиванием напрямую из алюминиевых сплавов на тонкостенную основу оболочки. При этом конструкция получается прочной и недорогой. Трудность заключается в наращивании стенки толщиной менее 3 мм, когда требуемая толщина составляет порядка 1,5 мм. Решить эту проблему можно двумя методами:

1. Пластическим деформированием стенки парой валков (роликов). Это потребует больших усилий и нагрева, что может привести к большим остаточным напряжениям и деформациям, и трещинам.

2. Механическая обработка стенок фрезами. В этом случае возникает ряд проблем: пластическая деформации (отжим) стенок и вибрации из-за не жесткости конструкции.

Традиционно в авиастроении обработка стенок в полостях деталей типа колодцев и карманов осуществляется концевым фрезерованием.

При этом тонкие стенки совместно деформируются с фрезами небольших диаметров. Кроме этого из-за характерных при фрезеровании колебаний сил резания возникают колебания, особенно сильные в случае нежесткой конструкции при обработке. Предлагается одновременная двухсторонняя оппозитная обработка двумя концевыми фрезами одного диаметра с обеих сторон на одинаковых режимах резания, что позволяет резко снизить вибрации и шероховатость полученной поверхности. Однако такой подход требует специального приспособления, позволяющего осуществить обработку подобного рода.

Существует ряд устройств, позволяющих осуществить обработку таких деталей. Чаще всего вносятся изменения в конструкцию режущего инструмента – концевой фрезы. Это может быть упор в виде цилиндрического со сферическими торцами ролика, установленного перпендикулярно продольной оси инструмента. Инструмент само устанавливается по обрабатываемой поверхности, осуществляя контакт по линии. Режущий инструмент для обработки длинномерных деталей может прижиматься к опорной поверхности с помощью подпружиненных упоров в виде плоского цилиндра или шарика. В этом случае повышается точность обработки за счет одной настройки. Рассмотренные конструкции режущих инструментов для обработки нежестких деталей не обеспечивают точности обработки при возникновении вибраций и отжимов тонких нежестких стенок детали. Для обработки продольных кромок по периметру тонкостенных крупногабаритных обечаек предложена установка с фрезерной головкой. Деталь устанавливается в наружный ложемент и поджимается изнутри разжимными ложементами в виде сегментов с пазами, что повышает

точность обработки по периметру. Однако такую конструкцию невозможно использовать при обработке стрингеров обшивки летательных аппаратов.

Наиболее удачной конструкцией для обработки тонкостенных цилиндрических деталей следует считать кромкофрезерный станок, в котором деталь устанавливается в ложементе и крепится прижимами с помощью гидроцилиндров. Обработка производится с двух сторон шарнирно закрепленными фрезерными головками, закрепленными на каретках, установленных в станине станка. Фрезерные головки установлены шарнирно и снабжены следящим устройством в виде опорного ролика. Этим обеспечивается постоянная толщина обрабатываемых кромок. Постоянный контакт ролика происходит за счет подпружинивания фрезы. При этом за счет постоянного прижима гарантируется отсутствие вибраций и отжимов обрабатываемой поверхности. Повышение производительности происходит за счет одновременной обработки детали с 2-х сторон.

Предполагается обработка только кромок детали цилиндрической формы, что не соответствует конструкции оболочек авиационных деталей типа обшивок. Толщина стрингера в оболочках авиационных деталей при этом может меняться, как и его направление (рис. 2). В рассматриваемом устройстве толщина и направление обработки предполагаются постоянными. Обработка детали предполагается только с одной стороны, а с другой она прижимается роликом. Это снижает вдвое производительность по сравнению с предлагаемым авторами устройством. Наконец, оно не обеспечит трехмерную обработку, необходимую при обработке стрингеров в обшивках летательных аппаратов, для чего требуется станок с ЧПУ. Все перечисленные особенности технологических решений не позволяют использовать данное устройство для обработки стрингеров в тонкостенных малонагруженных оболочках авиационных деталей.

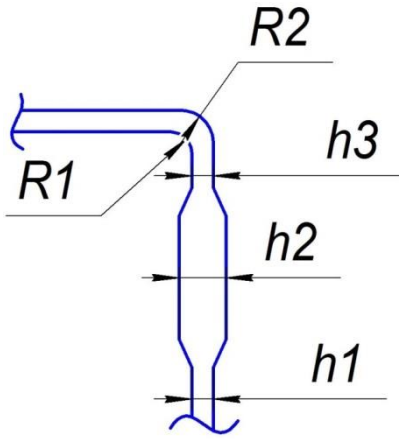


Рисунок 2 – сложный профиль стрингера

Предлагаемое авторами устройство обеспечивает одновременную обработку оппозитно расположенными концевыми фрезами, обеспечивая заданную точность обработки. Устройство работает по принципу обеспечения оппозиционирования обработки концевой фрезой 8, установленной в шпинделе станка 7 второй концевой фрезой 9, установленной в верхней части приспособления 3 и вращающейся от электродвигателя 6. Схема приспособления представлена на рис. 3.

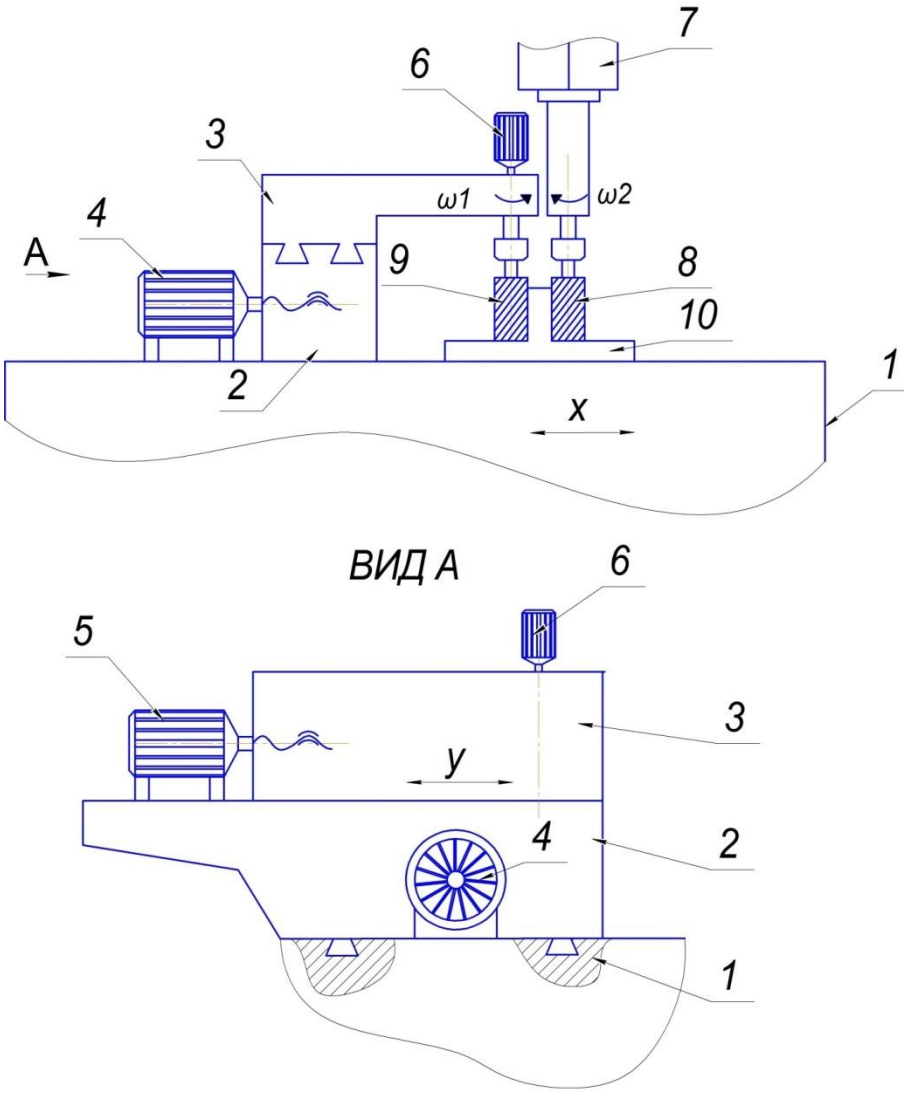


Рисунок 3 – приспособление для фрезерования

Нижняя часть приспособления устанавливается на столе станка 1 и может передвигаться по оси *x* по направляющим станка. Передвижение приспособления по оси *x* осуществляется от электродвигателя 4 с помощью передачи винт - гайка. Оно позволяет обрабатывать стрингеры переменной ширины (рис. 2). Верхняя часть приспособления 3 может передвигаться в направлении оси *y* с помощью передачи винт – гайка от электродвигателя 5, установленного на нижней части приспособления 2.

Такое независимое от стола станка перемещение необходимо по 2-м причинам:

1. Приспособление установлено на столе станка и нет перемещения относительно детали 10.

2. При изменении направления стрингера фрезы должны при обработке двигаться по разным траекториям.

Устройство обеспечивает точную обработку оппозитно расположенными концевыми фрезами на станках с ЧПУ стрингеров в малоустойчивых оболочках авиационных деталей при отсутствии вибраций.

На предложенное устройство авторами подана заявка на изобретение.

DEVICE FOR MILLING THIN-WALLED LOW-RESISTANT STRINGERS IN ALUMINUM COATINGS

Shestakova E.
anburg@mail.ru
Supervisors: R. Yanbaev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor;
V. Ievlev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The article discusses the design of a device for milling thin-walled unstable stringers in aluminum skins.

УДК 621.7

ФОРМООБРАЗОВАНИЕ СТРИНГЕРОВ СЛАБОНАГРУЖЕННОЙ ОБШИВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЫРАЩИВАНИЕМ НАПРЯМУЮ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Шестакова Е.А.
anburg@mail.ru,
Научные руководители: Р.М. Янбаев, к.т.н., доцент
В.О. Иевлев, к.т.н., доцент
(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация. В статье приведены результаты исследований получения неразъемных соединений стрингера с обшивкой получаемых способом прямого послойного выращивания из алюминиевых сплавов.

Обшивка летательных аппаратов традиционно образуется приклепыванием на тонкостенную листовую основу толщиной порядка 0,8 мм стрингеров из уголка. К недостаткам такой конструкции следует отнести относительно высокую трудоемкость изготовления и в ряде случаев недостаточную надежность соединения. Модернизация конструкции с помощью замены клепки лазерной сваркой из-за недостаточной отработанности метода приводит к возникновению в сварочных швах многочисленных дефектов [1].

Альтернативная технология заключается в выращивании стрингеров с помощью 3-D принтера прямо на тонкостенную основу оболочки. При этом стоимость обшивки и ее трудоемкость снижаются, и происходит существенное снижение ее веса за счет отсутствия заклепок и одной полки стрингера.

Технология получения деталей из сплавов является перспективной и ресурсосберегающей и основана на применении метода послойного наплавления сплавов.

Идея заключается в том, чтобы исключить дорогостоящие порошки и проволоки и высокоэнергетическое воздействие в зоне формирования, которая приводит к угару металла, к процессам испарения, к образованию нежелательных соединений, к короблению деталей и низкой производительности 3D технологий. В предлагаемой технологии нет лазерного излучения или плазмы. Процесс выращивания ведется при температурах, близких к температуре солидус сплава, что позволяет устранить опасные внутренние термические напряжения в выращиваемой детали, предотвратить коробление и трещины. Поскольку сплав в ручье кристаллизатора не перегревается, то исключены усадочные дефекты. Над кристаллизатором установлен тигель, он же миксер с большим объемом жидкого алюминиевого сплава при температуре 700-720 0С.

По мере необходимости сплав отбирается из тигля в ручей кристаллизатора гравитационным способом как в стопорном ковше (через стопор). Основная задача кристаллизатора понизить температуру сплава и сделать ее в интервале солидус-ликвидус. Предлагаемая технология обладает высокой производительностью и совершенно иным технологическим принципом формирования детали. В качестве основного материала применяются сплавы, специальным образом подготовленные в кристаллизаторе. Специальная подготовка сплава заключается в фильтрации металла и критическом понижении температуры порции металла перед подачей в рабочую зону.[2,3] Сплав подается на выращиваемую деталь порционно в температурном интервале солидус - ликвидус. Исключается необходимость в применении порошков и проволоки, что значительно снижает стоимость выращиваемых деталей. Отходы сведены к минимуму и представляют из себя только угар сплава от 0,5 до 1% от общей металлоемкости. Возможность выращивания из сложнолегированных сплавов.

Для формирования изделия путем селективной подачи сплава в жидком состоянии с последующей его кристаллизацией организованы следующие условия:

Температура выращиваемой детали и рабочего пространства, где проходит процесс на 40-50 градусов ниже температуры солидус сплава.

Обеспечено строгое дозирование по массе порций металлического расплава в единицу времени. Эти порции расплава находятся в жидкофазном состоянии в температурном интервале солидус-ликвидус.

После подачи очередной порции металла на поверхность выращиваемой детали порция сплава фиксируется, например, роликом и пропускается слабый электрический ток. Появляется жидкая фаза на границе раздела между поверхностью детали и порцией металла. После появления жидкой фазы электрический ток снимается из этой зоны и жидкая фаза на границе раздела кристаллизуется. Причем порция металла находится в жидкофазном состоянии (уже не жидкость, но и не твердое тело), что позволяет сохранять порции металла свою форму и геометрические размеры не растекаясь в стороны, в то же время порция металла обладает практически нулевыми свойствами текучести. Другими словами, с одной стороны, порция металла мягкая и податливая, но сохраняющая геометрические размеры и форму. Данное утверждение аналог тиксотропности. В литейном производстве подобным образом порции металла ведут себя при суспензионной заливке, когда в элементах литниково-питающей системы располагаются элементы, формирующие эндогенные или экзогенные центры кристаллизации. В результате сплав в литейную форму поступает при температуре близкой к температуре ликвидус - в предлагаемой технологии то же самое с той лишь разницей, что температура сплава лежит между солидусом и ликвидусом.[4,5]

Порции металла поступают из ручья кристаллизатора. Ручей кристаллизатора также формирует требуемую форму и геометрическое сечение подаваемой порции металла.

Образующаяся оксидная пленка выдавливается в направлении фронта кристаллизации жидкой фазы и не мешает процессу. Выдавливание оксидной пленки происходит механическим способом.

В качестве защитного газа применяется аргон, который закачивается в герметичную рабочую зону высокотемпературной камеры.

Требуемая толщина стрингера должна составлять порядка 1,5 мм. Авторами способа выращивания пока удается вырастить стрингеры толщиной 4 – 4,5 мм, но в будущем возможно выращивание стрингеров нужной толщины.(рис. 1) Однако полученные образцы обладают погрешностями формы: волнистостью, неплоскостностью, высокой шероховатостью поверхности и наличием дефектов структуры: пор, трещин и др. (рис. 2).

а б

Рисунок 1 - 3-D модель (а) и фотография внешнего вида экспериментального элемента обшивки (б) с выращенными стрингерами.

а б в

Рисунок 2 –стрингер после фрезерования (а), шлиф на поперечного сечения неразъемного соединения стрингера с обшивкой (б), микроструктура (в) образцов в зонах формирования неразъемного соединения стрингера с обшивкой.

Вывод:

Технология 3D-выращивания стрингеров напрямую из алюминиевых сплавов на поверхности обшивки летательных аппаратов позволила изготовить фрагмент слабонагруженной обшивки малой жесткости. Фрагмент слабонагру-женной обшивки выращен с припусками на механическую обработку.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Применение технологий лазерной сварки при изготовлении интегральных конструкций обшивки фюзеляжа гражданских крупногабаритных самолетов. Берндт Бренер, Дирк Дитрих, Енс Штандфус, Берн Виндерлих, Енс Либшер (Фраунгоферский институт конструкционных материалов и лазерной техники), Енс Хакиус (Airbus GmbH) Авиационная промышленность №2 – 2011г.

2. Повышение качества авиационных деталей, получаемых методом по-слойного формирования из алюминиевых сплавов Е.А. Шестакова Вестник КНИТУ-КАИ №2 2020г.

3. Янбаев Р.М. Разработка ресурсосберегающих технологий получения высокопористого ячеистого материала и применение его для фильтрационного рафинирования алюминиевых расплавов. Автореф. дис. канд. техн. наук. Н.Новгород: НГТУ им Р.Е. Алексеева, 2002. 28 с

4. Высокопроизводительный способ изготовления фасонных деталей типа тел вращения из алюминиевых сплавов: пат. 2707371 Рос. Федерация, № 2018129030, заявл. 6.08.2018; опубл. 26.11.2019, Бюл. № 33.

5. Открытое загрузочное окно высокотемпературной печи или камеры с активной тепловой воздушной завесой. Заявка RU 2020 140 313 U

FORMATION OF STRINGERS WITH A LOW LOADED LINING OF AIRCRAFT VEHICLES BY GROWING DIRECTLY FROM ALUMINUM ALLOYS

Shestakova E.

anburg@mail.ru

Supervisors: R. Yanbaev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor;
V. Ievlev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The article presents the results of studies of obtaining permanent joints of a stringer with plating obtained by the method of direct layer-by-layer growing from aluminum alloys.

УДК 621.735:629.7

ПРОЕКТ ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ КОЛЬЦЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ КОРПУСА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Шипицын К.П.

Hartman1911@gmail.com

Научный руководитель: А.А. Раздайбедин, к.т.н., доцент

(Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань)

Разработанный проект позволяет снизить трудоемкость изготовления и повысить качество тонкостенных кольцевых корпусных деталей газотурбинных двигателей (ГТД) при реализации процесса совмещающего профилирование поперечного сечения и калибровку по диаметру рассматриваемой номенклатуры деталей.

При реализации проекта последовательно решены следующие задачи:

– проведен анализ номенклатуры кольцевых деталей газотурбинных двигателей из листовых жаропрочных сталей и титановых сплавов (рис. 1);

– проведен анализ существующей технологии и технических средств изготовления кольцевых деталей ГТД;

– разработаны технологические схемы совмещенных процессов ротационного профилирования и калибровки (РПК) тонкостенных кольцевых деталей ГТД;

– проведен расчет параметров процесса РПК для выбранной номенклатуры по методике представленной в работах [1] и [2];

– проведен анализ существующих проектных решений оборудования РПК;

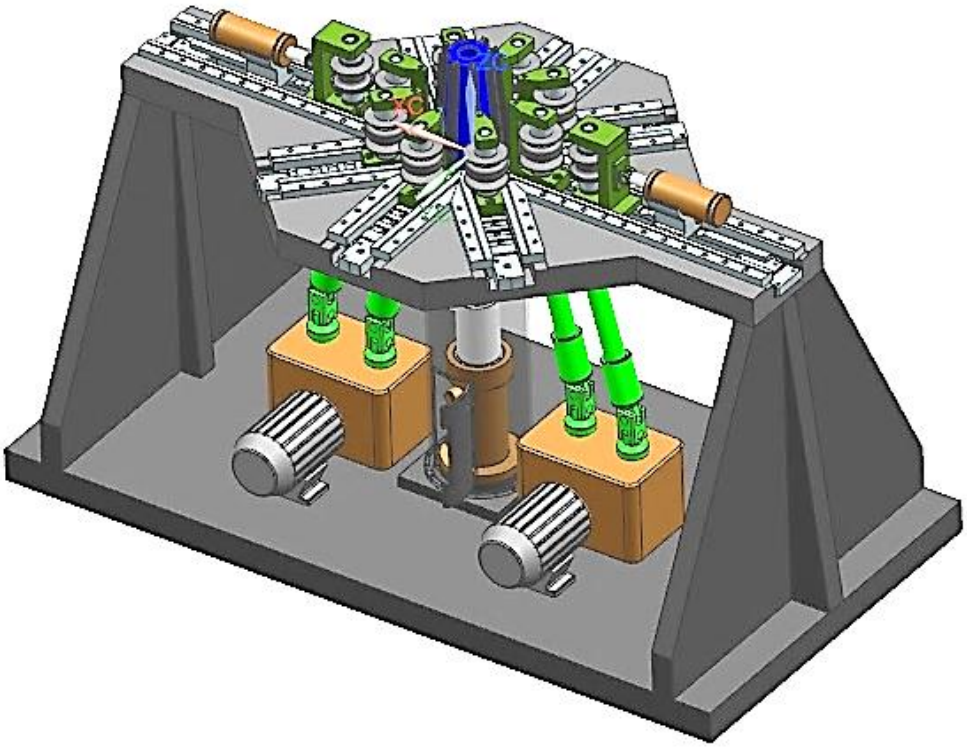
– разработано техническое задание (ТЗ) на проектирование специализированной установки РПК для изготовления кольцевых деталей ГТД больших диаметров;

– разработана в редакторе Siemens NX трехмерная модель специализированного оборудования РПК (рис. 2);

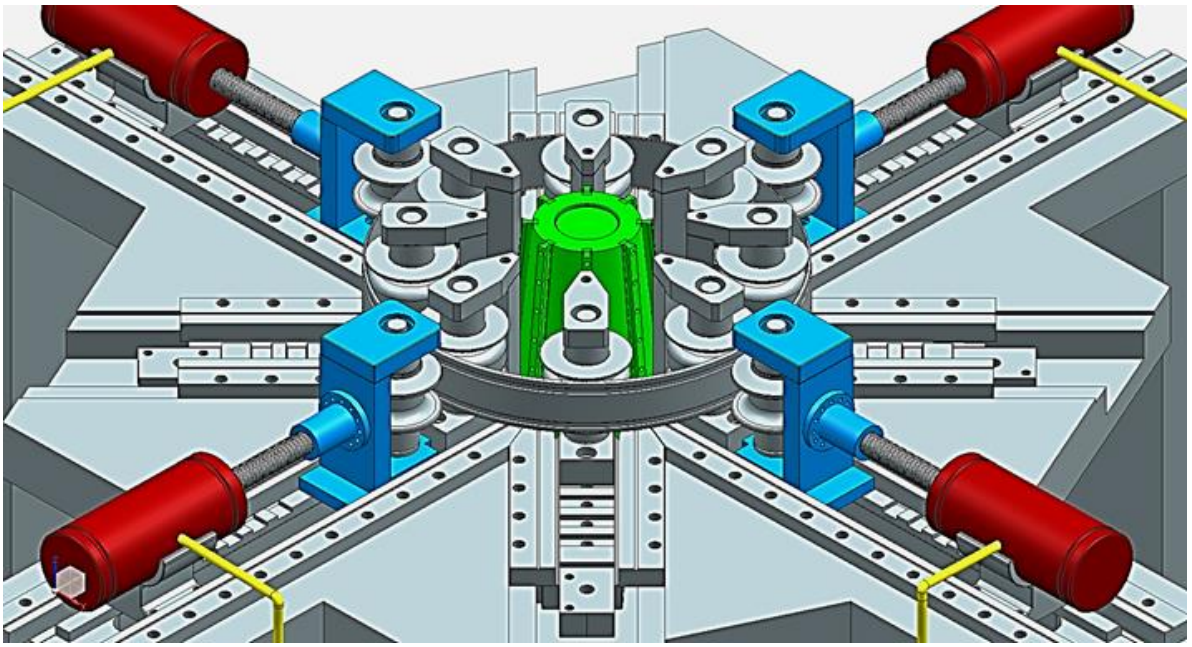
– проведен анализ прочности и жесткости элементов конструкции разработанного оборудования.

Рис. 1. Типовые кольцевые корпусные детали ГТД, получаемые
из кольцевых заготовок листовых титановых и жаропрочных сплавов

На рисунке 2 представлен общий вид разработанного оборудования для реализации процесса РПК, которое позволит вести формообразование различных типоразмеров тонкостенных кольцевых деталей сложного глубокого профиля поперечного сечения в широком диапазоне диаметральных размеров 500 – 2500 мм.



а



б

Рис. 2. Общий вид специализированного оборудования РПК:
а) – два профилирующих узла; б) – четыре профилирующих узла

На рисунке 3 представлен фрагмент программы для расчета технологических параметров процесса РПК рассматриваемой номенклатуры деталей.

Microsoft Excel - Расчеты РПК.xls

Файл Правка Вид Вставка Формат Сервис Данные Окно Справка Введите вопрос

Arial Cyr 10

P17 =B17/3,14*(1+F17)+(СТЕПЕНЬ(B17;2)/2/3,14/3,14*СТЕПЕНЬ(1+F17;2)*(1/(B17*(1+F17)*2*3,14)+G17/D2)/C12/C12)+2*(D17-E17)

РАСЧЕТНЫЙ МОДУЛЬ

		Bп	ri*αi	h0	εор	Dн	hр	Bр	f	Lo	Bo
2	1 деталь	70	37,68	1,5	0,002	1131,2	14	40,6	0,862	3544,878	108,483
3	2 деталь	50,34	66,987	2	0,002	593	14,3	90,34	0,396	1858,303	84,848
4	3 деталь	149	10,99	2	0,002	611	8	25	0,800	1914,711	165,792

		D	Zi	hр	Er	[Er]	μ	F	B	Фо	Pn	Zн	Dmini	Dmaxi	timax
7	1 деталь	150	7,8	14	0,12	0,2	0,07	162,5	80	542,5	2	7,80	134,406	168,406	1,311
8	2 деталь	150	13,8	14,3	0,03	0,2	0,17	169	90,34	1158,85	1	13,76	122,474	159,074	6,880
9	3 деталь	140	4,7	8	0,04	0,2	0,07	245,7	28	9	1	4,71	130,582	154,582	1,273

		η	z	timax	γ1	σi	Rн	Z1	P	rр	ki	z1	O	Mкр	ni	ДА	NO
12	1 деталь	1,05	8	1,311	18	18,619	565,6	4	20	70	4	4	59,990	0,836708	8,625	8,625	15,625
13	2 деталь	1,05	8	6,880	18	18,619	296,5	4	20	70	8	4	60,004	1,162254	16,425	9,275	16,425
14	3 деталь	1,05	8	1,273	18	18,619	305,5	4	20	65	8	4	59,991	0,600492	10,125	6,125	10,125

		Lo	Lg	hр	Yц.т.	εор	εр	h	εз	K	E	m	J	xg	Fg	Dp	nk
17	1 деталь	3544,9	3551,97	14	7	0,01	0,001	7	0,003	85	115000	0,2	21262,62	0,00002	162,72	1161,319	1,831
18	2 деталь	1858,3	1862,02	14,3	7,15	0,01	0,001	7,15	0,003	58	202000	0,17	23134,21	0,00001	169,70	613,639	2,161
19	3 деталь	1914,7	1918,54	8	4	0,01	0,001	4	0,003	64	115000	0,2	14147,58	0,00002	331,58	625,574	1,656

		αe	Tн	Ro	Rp	Δt	λ	F1	Zf	Cv	ρ	H1	rk	ΔT	Др.н.	V	Vn
22	1 деталь	0,0005	750	564,47	70	30	450	122	9	460	5400	10	110	60	1553,26	0,067913	1,09E-06
23	2 деталь			295,91	70	0,08	450	122	9	460	5400	10	110	60	613,64	13,35079	
24	3 деталь	0,0005	800	304,89	65	60	45,4	0,002	9	650	4500	0,015	0,05	60	850,78		8,78E+00

		Gg	C	Nt	cosφ	ρc	η1	Uct	Tn
27	1 деталь	3,1149	410	100000	0,9	0,0054	0,7	68,32	63,86
28	2 деталь				0,9		0,7	0	
29	3 деталь	3,4284	410	100000	0,9	0,0054	0,7	35,18	74,97

Лист1 Лист2 Лист3

Готово

Рис. 3. Фрагмент листинга расчетной программы

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Раздайбедин А.А. Методика расчета параметров процесса ротационного формообразования кольцевых деталей. – НТК: Новые материалы и технологии. – М.: МАТИ, 1996. С. 64 - 66.

2. Раздайбедин А.А., Бодунов Н.М. Технологическое проектирование в СУБД и CAD/CAE системах: Учебное пособие. Казань: Изд-во КГТУ, 2008. – 92с.

THE PROJECT OF THE EQUIPMENT FOR FORMATION RING DETAILS OF CASE GAZOTURBINNYH OF ENGINES

Shipitcyn K.P.

Hartman1911@gmail.com

The supervisor of studies: A.A. Razdaybedin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

With the purpose of decrease{reduction} in labour input of manufacturing and improvement of quality of thin-walled ring case details газотурбинных engines (ГТД) the graphic model of the specialized process equipment for realization of process of cross-section section combining profiling and calibration on diameter of the considered{examined} nomenclature of details is developed.

УДК 621.7

СВАРКА ШПАНГОУТОВ НЕНАГРУЖЕННЫХ ОБШИВОК В АВИАЦИИ

Шокурова О.О.

oxana-r90@mail.ru

Научный руководитель: В.О. Иевлев, к.т.н., доцент

Е.А. Шестакова

(Казанский национальный исследовательский технический университет им А.Н. Туполева-КАИ, Казань)

Аннотация: В статье проведен анализ технологии лазерной сварки шпангоутов ненагруженных обшивок в авиации.

Обшивка летательных аппаратов традиционно делается приклепыванием к ней уголков. Полученная конструкция прочна и надежна, но обладает рядом недостатков:

1. За счет полок и заклепок вес обшивки увеличивается
2. Приклепывание уголков достаточно трудоемко и затратно.

Современные технологии позволяют в определенной степени избавиться от этих недостатков. Основными направлениями в этой области являются:

1. Лазерная сварка шпангоута с обшивкой.
2. Выращивание шпангоута напрямую из алюминиевого сплава с последующим фрезерованием шпангоута для получения необходимой толщины.

Рассмотрим более подробно первое направление. Технология лазерной сварки применяется фирмой Airbus на протяжении нескольких лет при производстве нижней части фюзеляжа аэробусов А318, А340-60 и А380. Отмечается, что было достигнуто существенное снижение веса конструкции и уменьшились производственные затраты. При этом сварка использовалась не только для соединения шпангоута с обшивкой, но и для сварки элементов обшивки друг с другом. При сварке элементов обшивки друг с другом прочность полученного соединения по сравнению с основным металлом обшивки составила порядка

75%. Производители считают, что прочность можно повысить еще на 17% за счет дополнительной термической обработки.

Для соединения стрингеров с обшивкой и монтажных зажимов с обшивкой была разработана технология одновременной двухсторонней лазерной сварки сферических 3-Д деталей по любой траектории при одновременной фиксации деталей. Разработанная опытная установка получилась чрезвычайно сложной, в виде портальной конструкции с двумя независимо перемещающимися Y – мостами. Закрепленные на них вращающиеся узлы несут 2 сварочные головки с оптическими сенсорами для индикации положения стыкового соединения (рис. 1).

Рис. 1. Опытная установка для лазерной сварки трехмерных деталей

Для гарантии приемлемых для применяемых CO_2 – лазеров параметров излучения использовались специальные, согласованные с конкретным лазером телескопы. В конструкции установки предусмотрен целый ряд дополнительных устройств для улучшения ее работы. Установка получилась чрезвычайно сложной, крупногабаритной и дорогой. В дальнейшем предусматривается оснащение установки поворотно – вращающейся фрезерной головкой для дополнительной обработки сварного шва.

Оценка качества полученного соединения производилась с учетом статических нагрузок, усталостных критериев и критериев допусков на повреждения [1]. Исследования предела выносливости для сваренных элементов обшивки показали хорошую усталостную прочность, поскольку почти вдвое превысили расчетную нагрузку на обшивку. Однако скорость образования трещин получилась намного выше, чем в основном металле.

Для оценки поведения соединения «стрингер – обшивка» при деформации использовалось специальное гибочное приспособление с опорными роликами. В зависимости от расположения роликов можно подвергать головную часть стрингеров испытаниям, как на растяжение, так и на сжатие. При этом обнаруживаются утолщения в листах обшивки и можно оценить их влияние на приваренный стрингер. Наряду с прочностными характеристиками оценивались их поведение при перегрузках и отказах. Вместо обычных L – стрингеров из уголков фирмой Airbus предложена конструкция стрингеров Y – стрингеров. Сравнение прошедших тестовые испытания стрингеров показывают, что при сжимающих нагрузках Y – стрингеры обладают гораздо большей пластичностью (рис. 2).

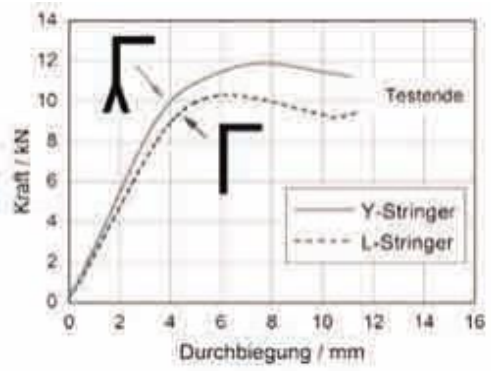


Рис. 2. деформация при изгибе стрингеров разных типов

Рассматриваемая технология использовалась только для нижней части фюзеляжа аэробусов. Обшивка верхней части фюзеляжа испытывает в основном продольные растягивающие нагрузки, причем объемные трещины могут распространяться от листов обивки в стрингеры. Требуется затормозить или предотвратить распространение трещин в стрингеры. Для борьбы с этим явлением предложено делать выемки в сварном шве (Mouse holes). Длина таких выемок равна длине сегмента сварного шва. Оценкой в ходе испытаний служила достигаемая длина трещины a_{str}. Характеристики L - и Y - стрингеров без выемок почти не отличаются друг от друга. при подходе к стрингеру основная трещина разветвляется и переходит на стрингер. Y - стрингеры с выемками показали гораздо лучшие результаты (рис. 3). При подходе основной трещины к передней полке стрингера в точке между сварным швом и истом обшивки происходит хрупкое разрушение. основная трещина проходит под стрингером насквозь и выходит через выемки, расположенные со смещением на задней полке стрингера (рис. 4).

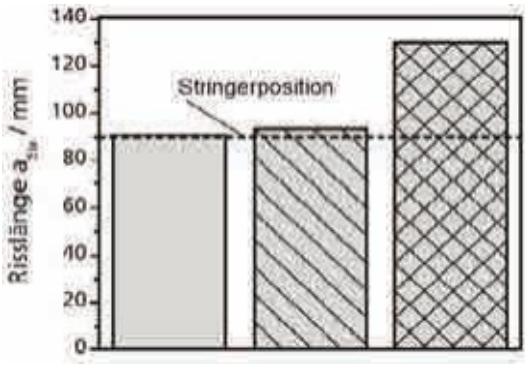


Рис. 3. Критическая для различных видов стрингеров длина трещины, приводящей к разрушению

Повреждение стрингера в этом случае происходит только вследствие образования и распространения вторичной трещины в выемке.

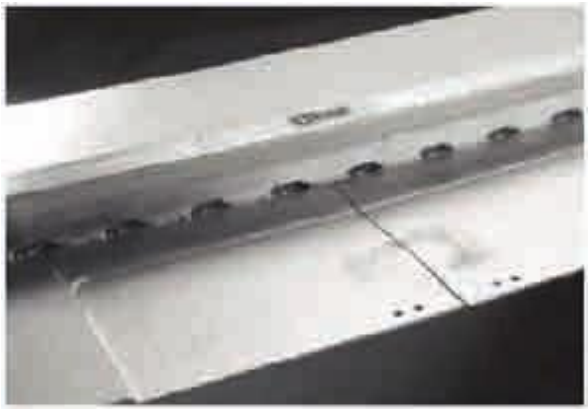


Рис. 4. Испытательный образец Y - стрингера с выемками

В дальнейшем предполагается сварной шов фрезеровать для снижения остаточных напряжений. В связи с вышеизложенным можно сделать следующие выводы:

1. Использование лазерной сварки шпангоутов встречает значительные трудности при реализации из-за возникновения трещин, распространяющихся из обшивки в шпангоуты. Этот метод нуждается в доработке для нагруженных оболочек.

2. Метод требует больших затрат, поскольку используется сложная и дорогостоящая установка.

3. Для борьбы с трещинами предполагается использование сложных Y – образных шпангоутов и даже утолщение сварного шва, придавая ему синусообразную форму.

4. По сравнению с методом выращивания напрямую из алюминиевого сплава с последующим фрезерованием метод лазерной сварки значительно проигрывает в себестоимости и трудоемкости и требует решения ряда проблем. Полученное соединение получает более тяжелым и может быть рекомендовано только для нагруженных оболочек летательных аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Авиационная промышленность, 2011, №2 стр.22 – 27. Применение технологий лазерной сварки при изготовлении интегральных конструкций обшивки фюзеляжа гражданских крупногабаритных самолетов Берндт Бреннер, Дирк Дитрих, Енс Штандфус, Бернд Виндерлих, Енс Либшер (Фраунгоферовский институт конструкционных материалов и лазерной техники), Енс Хакиус (Airbus GmbH)

WELDING OF COLUMNS OF UNLOADED PANELS IN AVIATION

Shokurova O.

oxana-r90@mail.ru

Supervisors: V. Ievlev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor;
E. Shestakova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract: The article analyzes the technology of laser welding of frames of unloaded skins in aviation.

УДК 621.7

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ИЗНОШЕННЫХ ЛОПАТОК ГТУ И ГТД

Шокурова О.О.
oxana-r90@mail.ru
Научный руководитель: Е.А. Шестакова, старший преподаватель
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

Аннотация. В статье рассмотрены способы восстановления изношенных лопаток ГТУ и ГТД.

В процессе эксплуатации ГТУ и ГТД находятся под воздействием различных нагрузок, вибраций, пыли (абразива), газов, высоких температур и атмосферных условий.

Под воздействием сил и вибраций детали, в частности компрессорные и сопловые лопатки, изнашиваются и разрушаются (наклеп, смятие, вытяжка)

Очаги основного износа и разрушения приходятся на зону рабочей части лопаток.

Восстановление изношенных лопаток – это технологический процесс возобновления исправного состояния и ресурса этих деталей путем возвращения им утраченной части материала из-за изнашивания и доведения до нормативных значений свойств, изменившихся за время эксплуатации машины.

После выработки ресурса изношенные лопатки ГТД и ГТУ подлежат восстановлению. В общем случае процесс восстановления заключается в выполнении следующих операций: демонтаж лопаток, чистка, дефектация, восстановление микроструктуры основного материала, восстановление геометрии и формы, восстановление покрытий, контроль качества.

В настоящее время существует и применяется множество способов восстановления изношенных лопаток ГТД и ГТУ. В частности это технологии дуговой наплавки, лазерной наплавки порошковыми материалами и проволокой.

Широко распространен метод дуговой наплавки (рис.1), описанный ещё в 1976г. в работах И.А. Пермиловского (ИЭС им. Е.О. Патона), в 2000 г.в. патенте В.И. Колосова (ОАО «Пермский моторный завод»), а также развитие данной тематики в работе 2004 г. Л.И. Сорокина (ФГУП«ВИАМ»). В настоящее время практически все существующие на территории России технологии ремонта лопаток ГТД построены на методе дуговой наплавки в защитных газах, ввиду его простоты, доступности и низких затрат на оборудование. [1] Однако данный метод восстановления изношенных лопаток имеет ряд недостатков - вследствие прямого расплавления материала лопатки сварочной дугой, относительно малой плотности мощности в столбе дуги, низких скоростей процесса и квалификации сварщика происходит объёмный разогрев лопатки. Образуется значительная зона термического влияния с крупнозернистой структурой, требующая последующей термической обработки. Формируются припуски до нескольких миллиметров на последующую механическую обработку. [2]

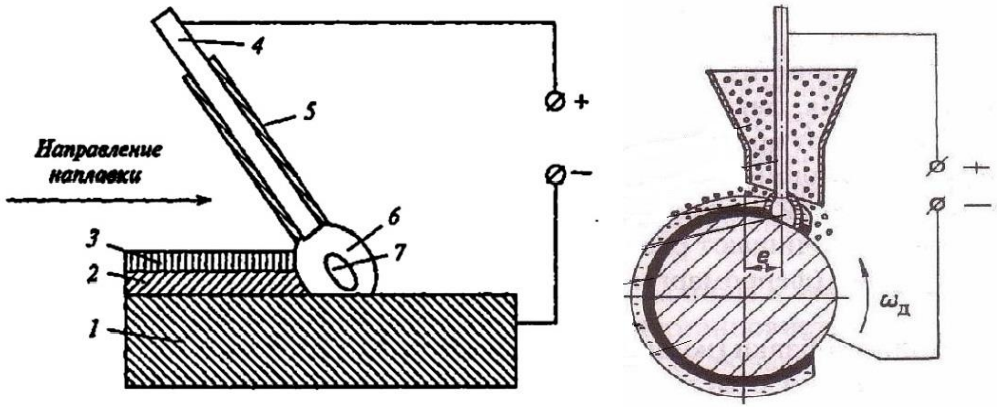


Рисунок 1 – схема ручной дуговой наплавки

Для снижения зоны термического влияния предложен метод аргонодуговой наплавки путем равномерного пленочного расплавления основного металла на глубину 0,2–0,3 мм, снижающий образование трещин в околошовной зоне (ОШЗ) [3]. В данном методе основной металл расплавляется за счет теплоты расплавленного наплавляемого материала. Предложенный метод не исключает образования деформаций. Но объемные деформации заменяются линейными. Для снятия напряжений восстановленные лопатки требуют последующего отжига при температуре 950°С в течение 3 часов. Необходима и последующая механическая обработка. Существующие дуговые методы восстановления рабочих лопаток ГТД характеризуются низкой эффективностью – коэффициент выхода годного составляет 15–25%, коэффициент использования материала 10–20%. [4]

Для лазерной технологии (рис.2) в отличие от аргонодуговой наплавки характерны минимальный припуск под последующую механическую обработку (около 200 мкм), узкая зона термического влияния (до 100 мкм), наличие мелкозернистой структуры наплавленного слоя, минимальный (локальный) энерговклад, увеличение ремонтной площади поверхности лопатки ГТД, отсутствие термической обработки, повышенные механические характеристики наплавленного слоя. Также необходимо отметить гибкость процесса, позволяющего в качестве присадочного материала использовать как металлический порошок, так и проволоку.[5]

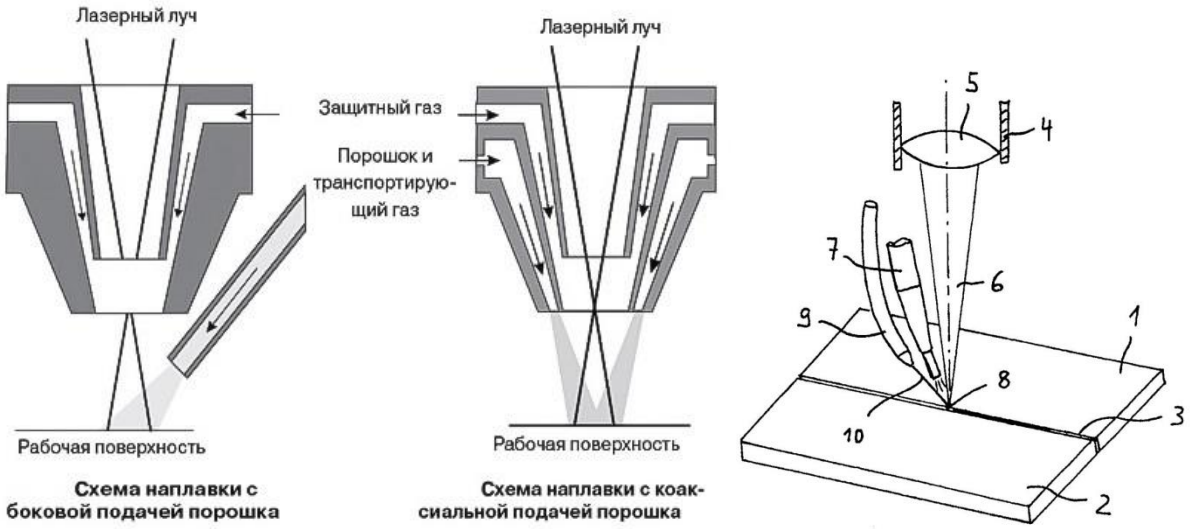


Рисунок 2 – лазерная направка порошком и проволокой

Метод лазерной наплавки с подачей присадочной проволоки вручную позволяет снизить объем выполнения механической обработки лопаток после наплавки, т.к. припуски на последующую механическую обработку не превышают 100 мкм и практически находятся в геометрическом поле допуска после наплавки. Зоны термического влияния находятся на уровне сотни микрон, а наплавленный слой имеет мелкозернистую структуру. В данной работе была произведена операция восстановления геометрии торцевой поверхности пера лопатки ГТД из сплава на никелевой основе методом импульсной лазерной наплавки с применением присадочного материала в виде проволоки диаметром 0,4 мм, материал проволоки подобран по материалу лопатки. Наплавка осуществлялась в четыре слоя (первые два слоя наплавлялись с одинаковыми напряжениями на накопителе, длительностью лазерного излучения и диметра пятна, третий и четвертый слои с увеличенным значением длительности импульса). Исследования результатов наплавки оценивались внешне, с помощью рентген контроля, микроструктура наплавленного соединения исследовалась микроскопом металлографический МЕТАМЛВ 32, было проведено травление поверхности шлифа для детального исследования микроструктуры наплавленного соединения. По итогам проведенных исследований авторы пришли к следующим выводам: 1. Наплавленный металл трещин, несплавлений и других дефектов не имеет. Зона наплавки однородна, многослойность отсутствует. 2. В наплавленном слое формируется мелкодисперсная структура, обеспечивающая повышенную износостойкость поверхностного наплавленного слоя с уровнем микротвердости, выше микротвердости материала лопаток.[5] По результатам работы была разработана и апробирована технология восстановления торцевой поверхности пера лопатки ГТД. Однако основной недостаток разработанной технологии – отсутствие автоматизации технологического процесса: присадочную проволоку в зону воздействия лазерного излучения в процессе наплавки оператор подает вручную.

В работе [6] рассмотрен процесс восстановления геометрических размеров компрессорных лопаток методом лазерной наплавки на установке LENS 850R фирмы ОРТОМЕС с максимальной мощностью лазера1 кВт. Для наплавки использован порошок титанового сплава с гранулами сферической формы (фракция размерами 40-120 мкм). Наплавка в одном варианте (лопатка №1) выполнялась по торцу пера лопатки, во втором варианте (лопатка №2) по входной и выходной кромке и торцу пера лопатки, в несколько проходов с увеличением мощности лазера. По итогам внешнего осмотра и металлографического исследования путем изготовления поперечных микрошлифов сформулировано, что на всех лопатках наплавленный металл сформирован из многослойных валиков, в наплавке выходной кромки четко выделяются три зоны, обусловленные различными структурными составляющими. В наплавке торца и входной кромки лопатки №2 зональность невыражена, микротвердость слоя, полученного лазерной наплавкой на лопатках, (Hμ50=412-557кгс/мм2) в целом превышает значения твердости основного материала (Hμ50=322-346кгс/мм2) и выше значений типичных для наплавки аргонодуговой сваркой (Hμ50=246-278кгс/мм2)

Перспективным видится путь развития ремонтных технологий через разработку комплексов, которые объединили бы в себе системы контроля, механообработки (как предварительной, так и последующей) и лазерной наплавки. Такой подход был реализован в проекте Reclaim, который выполняет консорциум английских компаний: Renishaw, Electrox, TWI, Precision Engineering Technologies, Cummins Turbo Technologies, Airfoils Technology International и университет Де Монфор. Программное обеспечение разрабатывалось компанией Delcam. Британское Государственное Управление технологической стратегии инвестировало в проект более полумиллиона фунтов. Результаты восстановления турбинных лопаток двигателей с использованием автоматизированного технологического комплекса RECLAIM описаны в работе [7].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. http://www.ssc.smr.ru/media/journals/izvestia/2018/2018_4_159_164.pdf
2. https://www.researchgate.net/publication/312175138_Laser_powder_weld_reconditioning_of_gas_turbine_engine_blades
3. Сорокин Л.И. Аргоно-дуговая наплавка бандажных полок рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов. – Электронный ресурс. http://www.viam.ru/public
4. https://www.photonics.su/journal/article/5572
5. Сотов, А.В. Импульсная лазерная наплавка лопаток газотурбинных двигателей / А.В. Сотов, В.Г.Смелов, Е.А. Носова, С.А. Косырев // Известия Самарского научного центра Российской академиинаук.2013. Т. 15, №6(4). С. 973-977.
6. Е.А. Морозов, А.В. Долговечный, А.М. Ханов, Лазерная наплавка на лопатки газотурбинных двигателей, 2012, https://cyberleninka.ru/article/n/lazernaya-naplavka-na-lopatki-gazoturbinnyh-dvigateley/viewer)
7. Jones J., McNutt P., Tosi R. and et al. Remanufacture of turbine blades by laser cladding, machining and in-process scanning in a single machine. – 23rd Annual International Solid Freeform Fabrication Symposium, Austin, 2012, p. 821–827

ANALYSIS OF PROMISING DIRECTIONS FOR THE RESTORATION OF WORN-OUT BLADES OF GAS TURBINE AND GAS TURBINE ENGINES

Shokurova O.
oxana-r90@mail.ru
Supervisor: E. Shestakova, Senior Lecturer
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

Abstract. The article discusses the methods of restoring worn out blades of gas turbine and gas turbine engines.

УДК 66

СПОСОБЫ ПОЛУЧЕНИЯ СВЕТОВОЗВРАЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ

Юрасов Ю.С.
yura.yurasov87@mail.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В данной статье рассматриваются основные технологии получения световозвращающих материалов, анализируются области их применения.

В современном мире во многих областях промышленности используются световозвращающие материалы (СВМ). Это такие материалы, которые способны обратно возвращать падающий на них поток света. Они применяются для маркировки транспортных средств, специальной техники изготовления информационных знаков, разделительных полос автомагистралей т.д. [1].

Аналитический обзор научно-технической и патентной информации показывает, что существуют многочисленные технологии получения СВМ различной структуры. Например, в патенте [2] описывается гибкий и прочный световозвращающий листовой материал, который прикрепляется к покрытому полимером гибкому тканевому материалу, состоящему из полимерного призматического световозвращающего слоя с высоким коэффициентом световозвращения, и полимерного совмещающего слоя для прикрепления к гибкому

покрытому полимером тканина основе полиэфирного или других видов волокон. На ткань наносится поливинилхлоридный пластикат, придающий изделиям повышенную гибкость, устойчивость к истиранию, стойкость к ультрафиолетовому излучению и повышенную морозостойкость. Однако, получаемые таким образом СВМ характеризуются сравнительно низкими значениями коэффициента световозвращения.

В патенте [3] описывается способ получения СВМ с высокой яркостью, содержащие в качестве световозвращающих элементов микрошарики и работающие как рефлектирующие отражатели. Такие материалы используются при изготовлении дорожных знаков, указателей, экранов, рекламных щитов, номерных знаков для машин, специальных элементов для обнаружения в темноте и т.п. СВМ содержит слой прозрачных микрошариков, нанесенных на отражающую поверхность подложки. Материал изготавливают нанесением на подложку в виде бумаги, ткани, пленку связующего слоя в виде клеевого состава. Для создания отражающей поверхности на этот слой наносят частицы с отражающей поверхностью из алюминиевой, бронзовой или серебряной пудр, а также мелкодисперсных частиц слюды или полиэтилентерефталатной пленки с нанесенным на них отражающим слоем из алюминия. Для получения отражающей поверхности используют также различные марки алюминиевой фольги с высоким коэффициентом отражения.

Отражающая поверхность СВМ могут образоваться в результате термического напыления алюминия на подложку в вакууме. Затем на частицы с отражающей поверхностью необходимо нанести микрошарики с определенным коэффициентом преломления в виде изображения, используя, к примеру, метод печати посредством валика или простым напылением микрошариков на участок изображения, защищенный от других участков материала с использованием маски. Аналогично на другие участки материала после защиты маской полученного изображения наносят микрошарики с другим показателем преломления, например, из полистирола или другого оптически прозрачного материала. После этого микрошарики погружают на отражающую поверхность до соприкосновения со связующим слоем с использованием защитной прозрачной полимерной пленки.

В патенте [4] предложена технология получения СВМ, который состоит из прозрачного слоя, имеющего переднюю светопринимающую поверхность и заднюю поверхность, на которой сформирован массив СВЭ. Свет, падающий на переднюю поверхность, проходит через нее, падает на СВЭ, образующие в совокупности двумерный световозвращающий массив с регулярным расположением элементов, и отражается, выходя через переднюю поверхность. Интервал расхождения света для световозвращающего массива определяется как максимальный угол, при котором возвращаемый свет является достаточно интенсивным для конкретного применения. Основным преимуществом такого СВМ является широкий диапазон расхождения света, обусловленное наличием слоя усиливающего расхождение слоя.

В настоящее время в промышленности существует ряд способов получения СВМ, отличающиеся используемыми светоотражающими элементами, исходными компонентами, структурой и технологическими особенностями. Сейчас получение СВМ осуществляется в виде тонкопленочных многослойных структур с использованием стеклянных микросфер и световозращателей, представляющих собой микрорельефы на полимерной пленке.

В свою очередь, технология получения СВМ с уголковыми отражателями является сложной. Поэтому для ее реализации требуется специальный комплекс дорогостоящего оборудования. Изготовление СВМ с использованием стеклянных микросферических отражателей является более простой и технологичной, по сравнению с технологией получения многослойных тонкопленочных СВМ с уголковыми отражателями.

Для получения световозвращающих материалов в качестве отражающего слоя широко используют различные фольгированные пленки. Основными производителями таких материалов являются фирмы «ЗМ» (США) и «МОДЭМ» (Российская Федерация). Следует

отметить, что несмотря на высокие оптические свойства, указанные СВМ отличаются достаточно сложной технологией получения и сравнительно высокой стоимостью.

Известно [5], что при использовании в составе СВМ микросферических отражателей происходят не менее шести преломлений. Количество преломлений может быть и больше при дополнительном покрытии материала, причем, чем больше количество преломлений, тем больше происходит смещение отраженного луча и снижение отражающей способности СВМ. На рисунке 1 показана структура световозвращающей многослойной плёнки с уголковыми отражателями.

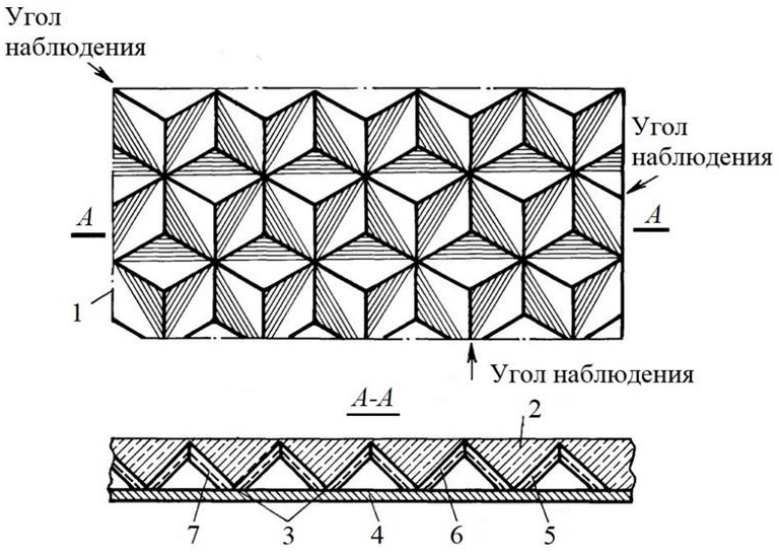


Рисунок 1 – Плёнка с уголковыми отражателями:
1 – СВМ; 2 – прозрачный защитный слой; 3 – уголковый отражатель; 4 – подложка;
5 – отражающее покрытие; 6 – цвет отражающей поверхности; 7 – частицы,
диспергированные в связующем

Световозвращающая часть пленки сформирована в виде микрорельефа из уголковых призм. Процесс отражения в пленках на основе микропризм, отличается от процесса отражения в пленках на основе микросферических отражателей, и основано на эффекте полного отражения в УО [6-7]. В подобных пленках происходит гораздо меньше преломлений, а геометрия СВЭ позволяет направлять падающий свет в обратном направлении с более высокой точностью, чем в пленках с микросферическими отражателями.

Из известных СВМ наиболее широкое применение находят материалы, в которых эффект прямого световозвращения обеспечивается тиснением в пленке трехгранных пирамид с прямыми углами при вершине. Подобная геометрия световозвращателя обеспечивает возвращение света в соответствие с расчетным типом сигнатуры отражения. Поэтому один или несколько отраженных пучков света могут передавать в различных направлениях одинаковую или различную информацию, создавая тем самым при освещении СВМ различные многокрасочные светящиеся информационные поля.

В СВМ с микропризматическими отражателями используется эффект тройных зеркал. Данный эффект заключается в том, что, если три товерхности расположены перпендикулярно одна к другой, то падающее на одну из поверхностей излучение отражается на обе другие, расположенные рядом поверхности, и затем отражается обратно в направлении источника излучения.

Тонкопленочные СВМ с использованием уголковых отражателей изготавливают также с использованием микрорепликативной технологии [6]. Начальной стадией при производстве СВМ является изготовление мастер-матриц и матриц. На следующей стадии изготавливают

пленку с заранее заданной текстурой тиснения на тыльной стороне. При этом пленочные материалы с клейкой основой изготавливают по технологиям тиснения на каландрах, термоформования на прессах и снятия лаковых матриц.

В основе перечисленных технологий лежит изготовление матриц, получаемых методом гальванопластики с использованием мастер-матриц с определенным рисунком тиснения в виде микрорельефа, который при переводе на пленку обеспечивает получение световозвращающего эффекта. Рабочие матрицы представляют собой гальванические копии мастер-матриц, изготовленных методом гальванопластики. При реализации этих технологий предусмотрена возможность установки на лицевой поверхности пленок защитного слоя и напыления на ее тисненую сторону тонкого слоя алюминия, имеющего высокую отражающие свойства. Далее на пленку наносят клеевой слой с наложением на него антиадгизионного защитного слоя.

Следует отметить, что, несмотря на чрезвычайно широкий ассортимент СВМ многоцелевого назначения, многие производители разрабатывают и новые типы световозвращающих материалов. Например, американская фирма «3М» запатентовала СВМ марки Scotchlite™ C790 Carbon Black, выполненный в глубоком черном цвете с высоким коэффициентом световозвращения. Такой световозвращающий материал позволяет обеспечивать насыщенный темный цвет, как при дневном освещении, так и яркое свечение в темноте [8].

Таким образом, перспективным направлением в этой области являются исследования, направленные на разработку технологических процессов получения СВМ с использованием покрытий на основе ППК, содержащих в качестве наполнителей стеклянные микросферические световозвращатели. Широкое применение СВМ на основе ППК сдерживается из-за отсутствия научно обоснованных теоретических и экспериментальных данных по выбору исходных компонентов и оптимальных составов, структуры, режимов и способов их получения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Холодкова И.К., Калентьев В.К., Гарипов Р.М., Крикуненко Р.И. Световозвращающие пленки на полимерной основе (обзор) // Вестник Казанского технологического университета. 2013. – С. 145-146.

2. Путилин Е.С. Оптические покрытия. // Научно-техническая информация. – СПб.: 2010. – 230 с.

3. Патент РФ №2160913, 22.04.1996. МПК G02B5/124. Световозвращающий лист и изделие, обладающее световозвращающей способностью. 20.012.2000 / Араки Йошинори, Йокойама Масами.

4. Белый В.А., Довгяло В.А., Юркевич О.Р. Полимерные покрытия. - Минск: Наука и техника, 1976. - 416 с.

5. Белов М.Л., Городничев В.А., Козинцев В.И., Федотов Ю.В. Лазерный метод измерения толщины и показателя преломления нанопленок на подложке, основанный на определении первой производной коэффициента отражения // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2011. – №10. – С. 1-11.

6. Барышников Н.В. Исследование пространственных характеристик пучка излучения лазера при его нелинейном взаимодействии со средой распространения // Вестник МГТУ. Приборостроение. №2(83), 2011. - С. 3-15.

7. Барышников Н.В., Карасик В.Е., Ширанков А.Ф. Методика проектирования тетраэдрического световозвращателя с заданными отражательными характеристиками.

8. Рейбман А.И. Защитные лакокрасочные покрытия в химических производствах. - Л.: Химия, 1973. - 336 с.

METHODS FOR OBTAINING RETROREFLECTIVE MATERIALS

Yurasov Yu.
yura.yurasov87@mail.ru
Scientific adviser: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This article discusses the main technologies for obtaining retroreflective materials and analyzes their application areas.

УДК 66

СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА. ДИСКРЕТНОЕ ДИФФУЗИОННОЕ УПРОЧНЕНИЕ

Юрасов Ю.С.
yura.yurasov87@mail.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В настоящей работе анализируются существующие способы повышения износостойкости режущего инструмента. Рассматривается технология дискретного диффузионного упрочнения.

Износостойкость – очень сложное свойство, которое зависит как от структуры и свойств инструментальной стали, так и от свойств обрабатываемого материала (его твердости, коррозионного воздействия). На эту величину влияют также коэффициент трения и внешних условий, при которых происходит изнашивание: температуры в зоне трения и механических воздействий. При изменении отдельных из этих условий, в свою очередь, изменяется износостойкость инструментальной стали [1].

Из перечисленных внешних причин прежде всего надо учитывать влияние условий нагружения и теплового фактора: величину динамических и знакопеременных нагрузок, роль корродирующего воздействия сопряженной пары и давления.

Изготовленный из правильно подобранного инструментального материала режущий инструмент может иметь высокую или низкую стойкость. Это связано с тем, что высокие режущие свойства инструмента обеспечивает не только материал, но и оптимальная геометрия, правильно проведенная технология обработки инструмента (*термическая обработка, шлифование, заточка и т. д.*) и условия эксплуатации инструмента. После правильно проведенной термической обработки режущая кромка инструмента приобретает необходимую, характерную для данного инструментального материала твердость и износостойкость.

Существует ряд методов, которые позволяют увеличить стойкость режущей части инструмента (при прочих равных условиях) путем проведения дополнительных операций.

К таким методам относятся [1]:

- насыщение поверхностного слоя инструмента (цианирование, хромирование, сульфидирование);
- повышение стойкости путем улучшения структуры при термической обработке (обработка холодом, обработка паром);
- повышение качества поверхности инструмента (доводка, притирка).

В данной работе рассмотрим достаточно новый способ повышение износостойкости режущего материла - дискретное диффузионное упрочнение.

Работоспособность сложнопрофильного инструмента определяется сложными, стохастично протекающими процессами контактного взаимодействия инструментального и обрабатываемого материалов и может быть повышена за счет изменения поверхностных свойств инструментального материала, при которых контактные площадки инструментального материала будут наиболее эффективно сопротивляться адгезионно-усталостному изнашиванию. При этом инструмент должен обладать достаточным запасом прочности при сжатии и твердостью [2-5].

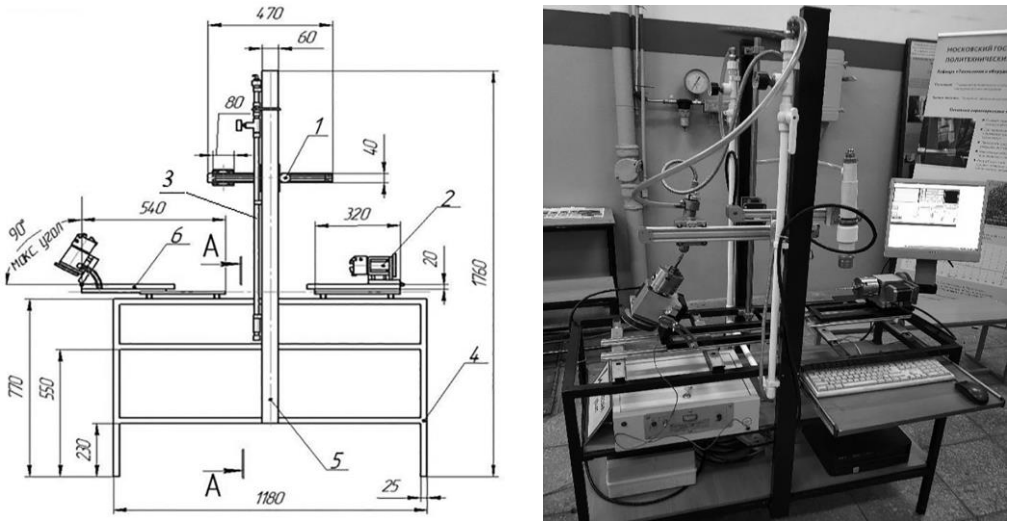
Тенденция совершенствования режущего инструмента, изготовленного традиционными методами нанесения покрытий, позволяет утверждать, что эти методы в значительной степени уже исчерпаны, особенно в связи с невозможностью сбалансировать свойства, связанные с твердостью и теплостойкостью с одной стороны, вязкостью и прочностью – с другой, поскольку причинами разрушения являются высокие контактные силовые и температурные нагрузки. Одной из причин преждевременного разрушения покрытия является возникновение критических напряжений на границе раздела «покрытие – основной материал» при термомеханическом нагружении контактных площадок инструмента. Эти напряжения зависят от разницы теплофизических и физико-механических свойств материалов износостойкого покрытия и инструмента, а также собственных микронапряжений в инструментальном материале [6-9].

В ходе механической обработки на начальной стадии происходит накопление упругих искажений кристаллической решетки. Это приводит к разрушению покрытия в микроскопическом объеме, т.е. происходит квазихрупкое разрушение материала с образованием микротрещин. Из микротрещин далее развивается макротрещина, которая приводит к разрушению материала, характерному для циклического нагружения.

Одной из причин создания дискретных покрытий является возможность использования эффекта торможения или даже остановки локальной трещины, образовавшейся в процессе эксплуатации. Сетчатая структура препятствует распространению трещин, так как снижает концентрацию напряжений на границе «покрытие – инструментальный материал» благодаря компенсации разницы коэффициентов термического расширения и снижению модули упругости покрытия и материала инструмента [10-11].

Таким образом, режущий инструмент с дискретным диффузионным сетчатым покрытием характеризуется увеличением запаса пластичности при сохранении прочности и твердости, что снижает склонность к потере формоустойчивости и упругим прогибам при приложении термомеханических нагрузок.

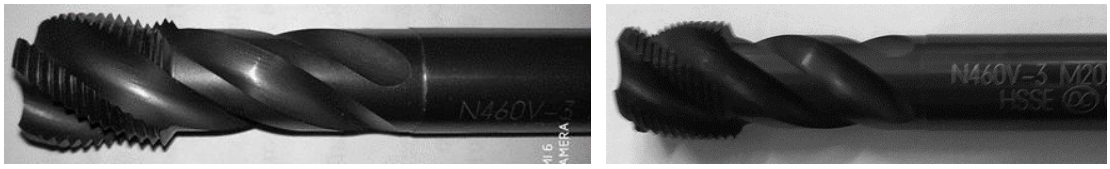
Дискретное диффузионное упрочнение осуществляли на оборудовании, состоящем из устройства ионизированного воздуха «УИВ-1» с униполярной положительной короной, рабочей станины, крепежных элементов, электромеханических узлов, электропроводки, воздухопровода, а также регулятора давления и гибких подводок (рис. 1). Дополнительно к оборудованию подключались компьютер, блок драйверов, монитор, а также системное обеспечение. Устройство «УИВ-1» – это сопло-ионизатор, которое сочетает в себе функции направления воздушного потока и его активации положительными ионами. Инструмент закрепляют в патрон шагового двигателя 2 с блоком управления шагового двигателя (рис. 1).



а) б)

Рисунок 1 – Схема а) и фото б) оборудования с механизмом крепления режущего инструмента для его упрочнения установкой «УИВ»: 1 – модуль линейного перемещения; 2 – шаговый двигатель; 3 – воздуховод; 4 – корпус; 5 – крепежная стойка; 6 – направляющая

После этого выставляют заданную частоту его вращения и подачу линейного перемещения, согласно компьютерной программе. Обрабатываемый инструмент может совершать как вращательное, так и возвратно-поступательное движение. Технологический процесс воронения или химического оксидирования осуществлялся на предприятии по стандартной технологии. Определение механических свойств покрытия выполняется кинетическим индентированием на микротвердомере ПМТ-3М согласно ГОСТ 9450-76. Исследования проводились на прутковом токарном автомате Ray Feng RC-32G. Объектами исследований служили переточенные вороненые метчики из быстрорежущей стали Р6М5К5 с последующим нанесением воронения и переточенные вороненые метчики из быстрорежущей стали Р6М5К5 с последующим дискретным диффузионным оксидированием (рис. 2). В качестве обрабатываемой детали использовалась гайка из стали 38ХГС. Критерием затупления служил износ по задней поверхности зуба инструмента.



а) б)

Рисунок 2 - Метчик из стали Р6М5К5**:**
а – после воронения; б – после дискретного диффузионного оксидирования

Дискретное оксидирование позволяет получить нестехиометрическую структуру, которая в дальнейшем переходит в стехиометрическую, создавая на поверхности тонкую оксидную пленку [4-5]. Во время обработки поверхности положительным коронным разрядом электроны вызывают разрушение длинных цепей, приводящее к увеличению свободных связей в структуре металла. Свободные связи образуют карбонильные группы с высокой поверхностной энергией, создаваемые электрическим разрядом. За счет своей дискретности на поверхности формируется тонкий слой с переменным напряженным состоянием. Кислород, внедряясь в кристаллическую решетку металла, образует твердые растворы, повышая твердость и прочность инструментального материала, но при этом не изменяя структуру субстрата. В результате дискретного оксидирования быстрорежущей

стали на поверхности формируется тонкая оксидная пленка поликристаллической структуры с размером зерна 4 мкм (рис. 3).

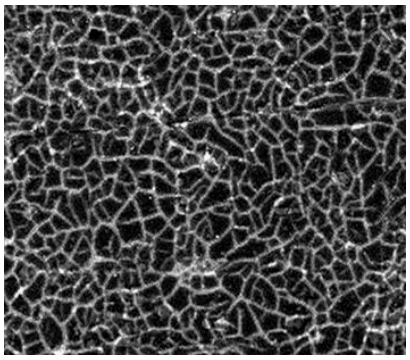


Рисунок 3 - Макроструктура поверхности образца из стали Р6М5К5 после дискретного оксидирования

Металлографические исследования показали, что упрочненный слой после дискретного оксидирования имеет поликристаллическую структуру с размером зерна 4 мкм. Микрорентгеноспектральным анализом установлено существенное уменьшение содержания Fe в поверхностном слое, что обусловлено протеканием процесса окисления и образования оксидов FeO и Fe_2O_3 [4].

Для исследования кинетики изнашивания переточенных вороненых метчиков из быстрорежущей стали Р6М5К5 с последующим диффузионным дискретным упрочнением были проведены производственные испытания в сравнении с переточенными вороненными метчиками из быстрорежущей стали Р6М5К5 с последующим нанесением воронения при нарезании внутренней резьбы гайки из стали 38ХГС. Анализ результатов испытаний метчиков показал, что метчики с дискретным упрочнением имеют минимальную износостойкость, что позволяет обрабатывать в 1,9 раза больше деталей по сравнению с количеством деталей N, обработанных с помощью вороненых метчиков (рис. 4). Твердость после дискретного упрочнения HRC 63-65, что на 32 % больше, чем после воронения HRC 60-62

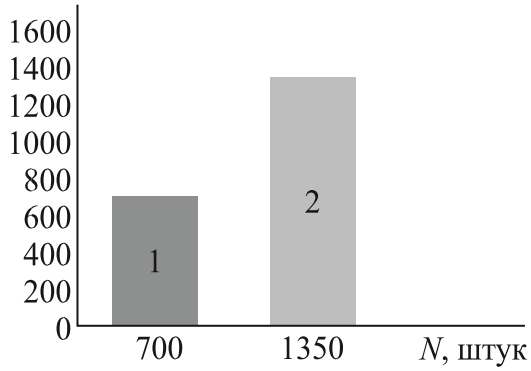


Рисунок 4 - Работоспособность быстрорежущих переточенных метчиков при нарезании внутренней резьбы гайки из стали 38ХГС при скорости обработки v = 125 м/мин с шагом резьбы P = 1,75 мм: 1 – метчик с воронением; 2 – метчик с дискретным упрочнением

Таким образом, дискретное диффузионное упрочнение обладает рядом преимуществ. Данный способ позволяет увеличить износостойкость материалов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Арзамасов В.Б., Волчков А.Н., Головин В.А. Материаловедение и технология конструкционных материалов / В.Б. Арзамасов // – М.: Академия, 2009. – 538 с.

2. Лахтин Ю.М., Арзамасов Б.Н. Химико-термическая обработка металлов. – М.: Высшая школа, – 1985. – 256 с.

3. Верещака А.С. Работоспособность режущего инструмента с износостойкими покрытиями. – М.: Машиностроение, – 1993. – 330 с.

4. Арзамасов Б.Н., Братухин А.Г., Елисеев Ю.С., Панайоти Т.А. / Ионная химико-термическая обработка сплавов – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, – 1999. – 400 с.

5. Табаков В.П. Формирование износостойких ионно-плазменных покрытий режущего инструмента. – М.: Машиностроение, – 2008. – 311 с.

6. Чекалова Е.А. Повышение износостойкости быстрорежущего инструмента путем нанесения локального диффузионного сетчатого покрытия / Чекалова Е.А., Абраимов Н.В. // Электрометаллургия. – 2015. – 8. – С. 36–42.

7. Петрова Л.Г. О возможности получения наноструктурированных покрытий на стальных изделиях модифицированием поверхности / Петрова Л.Г., Белашова И.С., Александров В.А., Демин П.Е., Брежнев А.А. // Вестник московского авиационного института. – 2014. – Т. 21. – 2. – С. 75–82.

8. Чудина О.В. Поверхностное легирование углеродистых инструментальных сталей с использованием лазерного нагрева / Чудина О.В., Брежнев А.А.// Технология металлов. – 2014. – 2. – С. 19–24.

9. Белашова И.С. Изменение механических и тепловых характеристик инструментальных сталей при лазерном легировании / Белашова И.С., Шашков Д.П. // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2007. – 4. – С. 39–43.

10. Чекалова Е.А. Повышение долговечности режущего инструмента и тяжелонагруженных деталей методом нанесения диффузионного сетчатого покрытия: монография. – М.: Ун-т машиностроения, – 2014. – 127 с.

11. Пат. 2548835 РФ МПК C23C 8/36 Способ формирования износостойкого покрытия на поверхности металлической детали [Текст] / Чекалова Е.А., Чекалов П.Д., Соломатина Р.Д.: опубл. 20.04.2015

METHODS FOR INCREASING THE WEAR RESISTANCE OF THE CUTTING TOOL. DISCRETE DIFFUSION HARDENING

Yurasov Yu.

Supervisors: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

In this work, the existing methods of increasing the wear resistance of the cutting tool are analyzed. The technology of discrete diffusion hardening is considered.

УДК 66

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫЕ УГЛЕРОДНЫЕ ПЕНЫ. ПАРАМЕТРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА СВОЙСТВА ПЕН

Юсупов И.И.
ilnar.usupov.1999@mail.ru
yura.yurasov87@mail.ru
Научный руководитель: Э.Р. Галимов, д.т.н., профессор
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань)

В настоящей работе анализируются современные теплоизоляционные углеродные пеноматериалы. Изучается их способы получения, структура, а также полученные свойства. Рассматриваются параметры, определяющие физико-механические свойства пен.

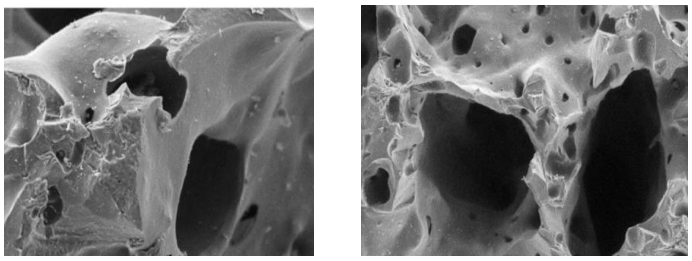
Для достижения новых высот в авиакосмической области требуются функционально новые материалы, сочетающие в себе ряд уникальных свойств. Также для снижения себестоимости различных деталей и повышения их срока эксплуатации активно разрабатываются и внедряются новые технологии и методы обработки. Например, в авиации активно внедряются композиционные материалы, обладающие высокой прочностью при малом весе. Рассматривая технологии, можно заметить, что число компаний, переходящих на аддитивные технология, растет с каждым годом.

В последнее время ученным удалось создать и углеродные пены, которые в зависимости от структуры могут быть как теплоизоляционными, так и теплопроводными. По своей природе пены представляют собой материалы, состоящие минимум из двух фаз: твердой (жидкой) полимерной матрицы и газообразной фазы, полученной с помощью пенообразователя [1].

В данной работе рассмотрим синтактические углеродные пены, которые выделяются как отдельный класс углеродных пен и отличаются наличием регулярной пористой структуры. У данного класса структура представляет собой макропоры приблизительно сферической формы и «окон», обеспечивающих связь между ячейками и формирование единой открытой системы пор. Такое сочетание структуры позволяют получить множество уникальных свойств, таких как: высокую (низкую) теплопроводность, электропроводность, высокие значения физико-механических показателей, а также устойчивость к действию агрессивных сред, высокая доступная поверхность, регулируемая удельная поверхность.

Анализ отечественной и зарубежной литературы показал, что на свойства пен влияют множество параметров, которые рассмотрим ниже.

Одним из параметров, влияющих на свойства пен, является размер частиц исходного прекурсора. Уменьшения размера частиц снижает пористость, но увеличивает объемную плотность и прочность на сжатие. Это явление связано с тем, что более мелкие частицы плавятся быстрее, чем более крупные из-за большей площади теплопередачи. В результате ванна с жидкостью остается изотермической, и начинается образование пор с однородными пузырьками (рисунок 1, б). Для более крупных частиц к тому времени, когда ядро частицы достигает температуру вспенивания, внешняя поверхность теряет летучие вещества, что приводит к неоднородности пор (рисунок 1, а) [2].



а) б)

Рисунок 1 – Структура пены: а – с частицами 500 мкм, б – с частицами 75 мкм

Другим не менее важным параметром является давление в процессе вспенивания. Увеличения давления повышает пористость, прочность на сжатие и снижает объемную плотность. Это связано с тем, что при высоком давлении в системе остаются летучие вещества, в результате чего вязкость матрицы увеличивается и происходит большее набухание. Пористость также повышается из-за равномерного образования пузырьков в матрице [2].

Также важно учитывать время вспенивания, увеличение которого приводит к увеличению насыпной плотности и прочности на сжатие. Однако такая тенденция наблюдается лишь до тех пор, пока летучие вещества полностью не высвободятся из состава [2].

Необходимо уделить внимание и на скорость нагрева состава, так как равномерное и медленное увеличение скорости нагрева исключает возникновение трещин [2].

Прочность пенопласта на сжатие зависит от пористой структуры и трещин на стенке пенопласта. Пористостью называется количество пор на единицу длины (ppi – pores per inch, рисунок 2). От этого параметра зависит не только механические характеристики пены, но тепло- и электропроводность.

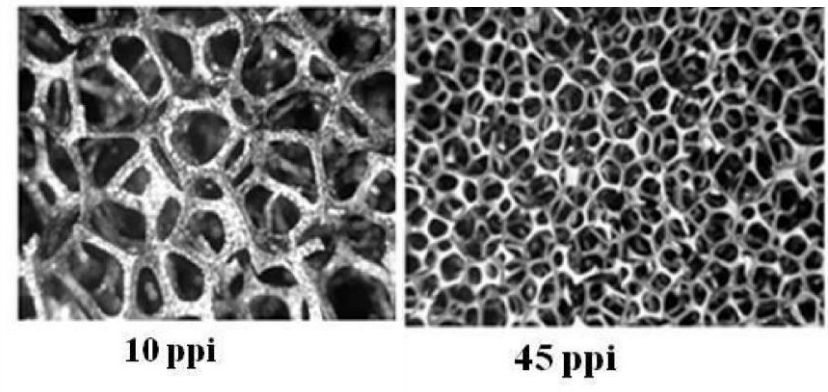


Рисунок 2 – Снимки СЭМ, демонстрирующие зависимость микроструктуры УП от линейной плотности пор

Особенностью УП является то, что эксплуатационные свойства конечного материала можно варьировать в достаточно широких пределах путем выбора конкретного технологического маршрута и параметров процесса в пределах данной выбранной технологической схемы.

Помимо соотношения компонентов, определяющего плотность УП, в качестве важных факторов, от которых зависят свойства этого класса материалов, отмечают:

— степень и условия сшивки (отверждения) полимера;

— характер взаимодействия между наполнителем и связующим (свойства поверхности наполнителя);

— температура термообработки.

Теплопроводность же углеродных пен зависит от трех основных факторов: теплопроводности углеродных связок и газа внутри ячейки, тепловой конвекции газа внутри ячейки, теплового излучения углеродных связок и газа внутри ячейки [3].

В настоящее время углеродные пены можно получать из различных исходных компонентов. В работе [4] была использована газета, которую измельчали и смешивали с раствором сахара. Полученный состав карбонизировали при 900 °С. Свойства данной пены отражены в табл 1 (№1).

В статье [5] описан способ получения углеродной пены из древесных опилок. Для этого порошки опилок смешивали с раствором сахарозы для получения суспензий. Суспензию опилок выливали в трубу из ПВХ, и раствору сахарозы давали возможность отфильтроваться для консолидации частиц.

Консолидированные тела охлаждали в морозильной камере при -70 °С для замораживания захваченного раствора сахарозы. Лед, присутствующий в замороженных телах, удаляли сублимационной сушкой в лиофилизаторе. Сублимированные тела нагревали в воздушном сушильном шкафу при 160 °С. Термообработанные тела карбонизовали в печи с инертной атмосферой при 900 °С в течение 2 ч. Свойства данной пены показаны табл. 1 (№2).

В работе [6] углеродные пены изготавливают из фенолформальдегидной смолы с добавлением ценосферы, которые являются продуктами отходов тепловых электростанций. Данный пенопласт углерод-ценосфера был приготовлен методом жертвенного темплата, в котором пенополиуретан выполнял роль темплета. Свойства описаны в табл. 1 (№3).

В исследованиях [7] пеноуглерод был получен путем вспенивания с последующим процессом карбонизации мезофазного пека с добавками аэрогеля SiO_2.

Добавки аэрогеля SiO_2 в углеродные пены способны оптимизировать объемное набухание и вязкость расплавленного мезофазного пека, приводящая к более однородному размеру ячеек углеродной пены. Свойства пены отражены в табл. 1 (№4)

В статье [8] разработан метод вспенивания и отверждения раствора фенольной смолы (ФФС) под давлением (4 МПа) с последующей карбонизацией для получения углеродной пены на основе фенола с регулируемой структурой пор (размер пор 20-180 Нм) и высокой прочностью. Метод использует безводный этанол в качестве растворителя для фенольной смолы и пенообразователя. Свойства полученной пены показаны в табл. 1 (№5).

Таблица 1

Свойства углеродных пен в зависимости от исходных прекурсоров

№	Состав	Коэффициент теплопроводности, Вт/м·К	Плотность, г/см^3	Прочность, МПа	Пористость, %
1	Раствор сахарозы + измельченная газета	0,2	0,39	1,7	-
2	Раствор сахарозы + древесные опилки	0,17	0,304	2,1	-
3	ФФС + ценосферы	0,1	0,35	5,8	79,0
4	Мезофазный пек + аэрогель SiO_2	0,1	0,61	10,21	67,0
5	ФФС	0,09	0,37	21,8	-

Проанализировав соответствующую литературу, можно сказать, что, в зависимости от исходного состава и способа изготовления, можно получить углеродную пену с низкой теплопроводностью, прочность которых может варьироваться в широком диапазоне значений. В основном теплоизоляционные пены получают из фенолоформальдегидных смол, однако в последнее время есть тенденция перехода на продукты вторичного сырья. При этом регулируя соответствующими параметрами, описанными выше, можно добиться оптимальных значений физико-механических характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. *Клемпнер Д.* Полимерные пены и технологии вспенивания // Пер. с англ.; под ред. А.М. Чеботаря. - СПб: Профессия, 2009. - 600 с.

2. *Banerjee, C., Chandaliya, V. K., Dash, P. S., & Meikap, B. C.* (2019). Effect of different parameters on porosity and compressive strength of coal tar pitch derived carbon foam. Diamond and Related Materials. – 2019. – Vol.87. – pp. 83-90.

3. *S. Yu, Z. Chen, Y. Wang, R. Luo, Y. Pan*, A study of thermal insulation properties and microstructure of ultra-light 3D-carbon foam via direct carbonization of polymer foam, J. Porous. Mat. 25 (2018) 527–536.

4. *Chithra, A., Wilson, P., Vijayan, S., Rajeev, R., & Prabhakaran, K.* (2018). Robust thermally insulating carbon-gehlenite composite foams from newspaper waste and sucrose by filter-pressing. Materials & Design, 160, 65–73. doi: https://doi.org/10.1016/j.matdes.2018.09.005

5. *Chithra, A., Wilson, P., Vijayan, S., Rajeev, R., & Prabhakaran, K.* (2020). Carbon foams with low thermal conductivity and high EMI shielding effectiveness from sawdust. Industrial Crops and Products, 145, 112076. doi: https://doi.org/10.1016/j.indcrop.2019.112076

6. *Kumar, R., Mondal, D.P., Chaudhary, A., Shafeeq, M., Kumari, S.*, Excellent EMI Shielding performance and Thermal Insulating Properties in Lightweight, Multifunctional Carbon-Cenosphere Composite Foams, Composites: Part A (2018), doi: https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.07.003

7. *Lei, S., Guo, Q., Shi, J., & Liu, L.* (2010). Preparation of phenolic-based carbon foam with controllable pore structure and high compressive strength. Carbon, 48(9), 2644–2646. doi: https://doi.org/10.1016/j.carbon.2010.03.017

8. *Liu, H., Xu, Y., Tang, C., Li, Y., & Chopra, N.* (2019). SiO2 aerogel-embedded carbon foam composite with Co-Enhanced thermal insulation and mechanical properties. Ceramics International. doi: https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2019.08.041

MODERN THERMAL INSULATING CARBON FOAMS. PARAMETERS AFFECTING FOAM PROPERTIES

Yusupov I.

ilnar.usupov.1999@mail.ru

Scientific adviser: E. Galimov, Doctor of Engineering Sciences, Professor

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Kazan)

This paper analyzes modern thermal insulation carbon foams. Their methods of preparation, structure, and also obtained properties are being studied. The parameters that determine the physical and mechanical properties of foams are considered.

УДК 621-144:629.526:629.5.036

РАЗРАБОТКА, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ КАТЕРА С ВОДОМЕТНЫМ ДВИЖИТЕЛЕМ

Ялалтдинов А.А.
almir-55411@mail.ru
Научный руководитель: М.С. Салина, к.т.н.
(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ), г. Казань)

Приведены и обсуждаются результаты проектирования двигателя внутреннего сгорания для катера с водометным движителем, предназначенного для туризма и отдыха. Рассчитаны системы двигателя: топливопитания, охлаждения и смазки. В рамках специальной части был спроектирован узел водометного движителя. Произведен расчёт характеристик катера со спроектированным двигателем.

Несмотря на повсеместное развитие и распространение авто-, железнодорожного и воздушного сообщения, водный транспорт по-прежнему остается одним из популярных способов перемещения людей и грузов. Водный транспорт, конечно же, значительно медленнее авиационного, но он значительно эффективней, если предполагается перевозка большого количества грузов. Вес груза, перевезенного по морю в 2010 году, составляет порядка шести миллиардов тонн. Низкая скорость водного транспорта практически свела на нет пассажирские перевозки, но зато овеянная веками романтика морских путешествий способствовала развитию отдельной отрасли водного транспорта, такой как путешествия на круизных лайнерах. Да и малый водный транспорт, яхты, катера и лодки пользуется заслуженной популярностью у любителей активного отдыха [1].

В данной работе спроектирован бензиновый, рядный двигатель предназначенный для прогулочного катера.

Работа включает в себя тепловой расчет двигателя, динамический расчет кривошипно – шатунного механизма, прочностные расчеты деталей двигателя [2,3]. Рассчитаны системы двигателя: топливопитания, охлаждения и смазки. В рамках специальной части был спроектирован узел водометного движителя. Произведен расчёт характеристик катера со спроектированным двигателем. Сконструирован двигатель.

После ознакомления с мировыми аналогами, были сформированы следующие исходные данные проектируемого двигателя: эффективная мощность Ne = 200 кВт при 5600 об/мин; количество цилиндров - 6; степень сжатия - 10; отношение хода поршня к диаметру цилиндра S/D = 1,015(длинный ход поршня применен для достижения высокого крутящего момента); число клапанов на цилиндр - 4; нормы токсичности для катеров не регламентированы, но сам распределенный впрыск выполняет автомобильные нормы ЕРВРО-3, ЕВРО-4.

При выполнении теплового расчета определены параметры рабочего тела в цилиндре двигателя, а также оценочные показатели процесса, позволяющие определить размеры двигателя и оценить его мощностные и экономические показатели.

Рассмотрена система топливопитаня двигателя. Рассчитаны электромагнитная форсунка и топливоподкачивающий насос роликового типа. Для насоса определены диаметра ротора и роликов, ширины статора, а также мощность, потребная для привода насоса .N=55,9 Вт.

Проектирование узла водометного движителя и расчет характеристик катера со спроектированным двигателем.

Точный расчет скорости маломерного судна — дело сложное, и нередко расчетная скорость намного отличается от фактической. Неточность расчета объясняется двумя

основными причинами. Первая из них состоит в том, что скорость зависит от очень большого числа факторов, таких, например, как размер, вес и характер обводов судна, положение его центра тяжести, мощность двигателя, потери мощности в валопроводе и передаче, число оборотов гребного вала, размеры и качество изготовления гребного винта, расположение и обтекаемость выступающих частей (киль, руль, кронштейн винта и т.д.), состояние поверхности обшивки и т.п. Никакая даже самая сложная формула не может абсолютно точно учесть действие всех этих факторов одновременно. Вторая причина — это неизбежная разница между величинами, принятыми в проекте, и действительными, полученными при постройке, это касается главным образом веса судна, мощности двигателя и качества винта.

Существуют два типа движителя, которые заставляют лодку перемещаться – это винт и водомет.

Винтовые конструкции используют вращение гребного винта. Винты могут быть использованы на всех видах водного транспорта, имеют несложную конструкцию и невысокую стоимость. Однако на мелководье вращающийся винт может задеть за дно или другой твердый предмет и поломаться.

Расстояние, на которое винт переместиться за один оборот без проскальзывания, называется шагом. Это основная характеристика винта, влияющая на нагрузку мотора. С увеличением шага винта скорость передвижения лодки увеличивается, и нагрузка на привод становится больше.

Проскальзывание винта это величина равная разнице между идеальным и реальным шагом винта.

От шага зависит и диаметр лопастей винта, эти два параметра взаимосвязаны и зависят от крутящего момента и мощности мотора.

Еще одна характеристика винта это количество лопастей. Чем больше лопастей, тем выше плавность хода и манёвренность. Однако при увеличении количества лопастей проскальзывание становится больше (увеличивается сопротивление воды) и эффективность привода уменьшается.

Следует также учесть направление вращения винта. Вращение по ходу часовой стрелки, если смотреть на лодку сзади, а в сторону противоположную движению часовой стрелки, левым.

Стандартными являются винты с правым вращением, но если на лодке установлено два привода, винты должны крутиться в разные стороны, если винты будут совершать обороты в одну, сторону судно будет сносить при прямом положении руля.

Водометные

В водометном движителе винт спрятан в специальный канал, он движет лодку за счет того, что засасывает воду с одной стороны канала, после чего разгоняет ее винтом и выбрасывает с узкой стороны водомета. Такое расположение винта повышает безопасность использование судна в местах проведения водолазных работ, при катании на водных лыжах и вблизи пляжей.

Водометные приводы идеально подходят для движения по мелководью, для их работы достаточно глубины в 30 сантиметров. Они более защищены от водорослей и плавающего в воде мусора. Суда, оборудованные водометами, отличаются мягкостью хода и небольшой вибрацией при работе на высоких и средних оборотах.

На большие катера устанавливаются несъемные водометы, которые становятся частью корпуса. Управление судном осуществляется со штурвала при помощи электрического или гидравлического привода.

Так как мотор предназначается для прогулочного катера и исходя из вышеперечисленных плюсов и минусов различных приводов, то выбираем водомет. Он наиболее безопасен для отдыхающих и удобен на мелководье.

Таким образом, определены основные размеры движителя, к нему подобран типовой

насос. Рассчитаны напор и подача насоса, скорость катера и основные массогабаритные размеры судна.

В ходе работы спроектирован четырехтактный, рядный, шестицилиндровый, искровой двигатель для использования на прогулочном катере с водометным движителем.

В процессе выполнения проведены тепловой, кинематический и динамический расчеты, уравновешивание двигателя, прочностные расчеты основных узлов и деталей двигателя. Рассмотрены основные системы двигателя: топливопитания, смазки, охлаждения. Проведены расчеты основных агрегатов этих систем. Рассчитаны характеристики катера со спроектированным двигателем и определены основные размеры узла водометного движителя. Получены следующие показатели: эффективная мощность двигателя – 200 кВт при 5600 об/мин, максимальный крутящий момент – 446 Н·м при 2800 об/мин, расчетная максимальная скорость катера – 54 км/ч.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Папир А.Н. Водометные движители малых судов./–Издательство «Судостроение» 1970г. – 256 стр.

2. Расчет автомобильных и тракторных двигателей: Учебное пособие для вузов./ А.И. Колчин, В.П. Демидов – 3е издание переработано и дополнено. – М.: Высш. шк.,2002г. – 496с.

3. Березовский А.Б., Халиуллин Ф.Х. Двигатели внутреннего сгорания: Выпускная квалификационная работа: учебное пособие./–Казань: Изд-во, 2017. –197с.

DEVELOPMENT, DESIGN AND CALCULATION OF THE INTERNAL COMBUSTION ENGINE OF THE BOAT WITH A WATER-JET

Yalaltdinov A.A.

almir-55411@mail.ru

Supervisor: M.S. Salina, Candidate of Technical Sciences

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev–KAI, Kazan)

The results of designing an internal combustion engine for a boat with a water jet for tourism and recreation are presented and discussed. Engine systems are calculated: fuel supply, cooling and lubrication. As part of a special part, a water jet propulsion unit was designed. The calculation of the characteristics of the boat with the designed engine has been made.

СОДЕРЖАНИЕ

Алтунин В.А.
60-ЛЕТИЮ ПОЛЁТА В КОСМОС Ю.А. ГАГАРИНА – ПОСВЯЩАЕТСЯ…… 3

СЕКЦИЯ 1
АЭРОМЕХАНИКА, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОЧНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ (ПИЛОТИРУЕМЫХ И БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ)

Алексеев Н. Н.
НАДЕЖНЫЙ КОНТРОЛЬ ПОСАДКИ КВАДРОКОПТЕРА НА НАКЛОННОЙ ПОВЕРХНОСТИ…… 16
Антипов А.Н.
СБОРНО-РАЗБОРНЫЙ БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ ПОЛЕТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ НА БАЗЕ СЕКЦИИ КРЫЛО-ФЮЗЕЛЯЖ…….. 20
Ардашева Д.О.
ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ С АЛЬТЕРНАТИВНЫМ ИСТОЧНИКОМ ЭНЕРГИИ…. 24
Балабанов В.В., Барышева Д.В., Сергеев М.С.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СУПЕРЭЛЕМЕНТНОГО ПОДХОДА В ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ СЛОЖНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ……. 30
Блинов Д.Н.
К РЕШЕНИЮ КОЭФФИЦИЕНТНОЙ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ КРУТИЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ БАЛКИ…… 35
Бычков С.С.
ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭКОНОМИЧНОСТИ САМОЛЕТОВ БУДУЩЕГО…… 39
Веретенникова Е.А.
СВЕРХЗВУКОВОЙ ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ В НАШЕ ВРЕМЯ…… 42
Волков А.И., Васильев М.А.
ПЕРСПЕКТИВНЫЙ МАНЕВРЕННЫЙ САМОЛЕТ С УЛУЧШЕННЫМИ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ……. 46
Воронин А.П.
СОЛНЕЧНЫЕ САМОЛЕТЫ……. 49
Газизов И.И.
МАХОЛЕТЫ – РЕАЛЬНОСТЬ ИЛИ МЕЧТА?..... 53
Гараев А.М.
УТОЧНЕНИЕ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ ЛОПАСТИ ВЕРТОЛЕТА……. 57
Гильфанов А.Д.
МЕТОДИКА РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА ИЛ-76….. 62
Дехьян Р.Р.
ПРИМЕНЕНИЕ СПИРАЛЕВИДНЫХ ТУРБУЛИЗАТОРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН…… 65
Дехьян Р.Р.
МОДЕРНИЗАЦИЯ ОТСЕКА ШАССИ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА…….. 71
Дихтяренко А.А.
К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ ЭКРАНОПЛАНОВ…… 74
Дихтяренко А.А.
ЭКРАНОПЛАНЫ. ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ……. 77

Екимовская А.А.
ПРОЧНОСТЬ И ОРБИТАЛЬНОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ ТРОСОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ……..... 81
Екимовская В.А.
МНОГОКРАТНОЕ ДРОБЛЕНИЕ ОПАСНОГО АСТЕРОИДА……. 88
Елисеева К.А.
ПАЛУБНАЯ АВИАЦИЯ. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПАЛУБНЫХ САМОЛЕТОВ. ПРИМЕНИЕ ПАЛУБНОЙ АВИАЦИИ В ВОЕННЫХ ЦЕЛЯХ……..… 94
Иванов К.В., Сидоренко А.В.
БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МОНИТОРИНГА ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ…….. 99
Караваева А.В.
АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫКЛАДКИ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА……. 102
Караваева А.В.
ВИНТОКОЛЬЦЕВОЙ ДВИЖИТЕЛЬ С ОБТЕКАТЕЛЕМ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ……..... 107
Кудряшов В.А.
ПЕРСПЕКТИВНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ…. 111
Кузнецов М.Е., Беззаметнов О.Н., Носов Д.А.
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ МНОГОСЛОЙНЫХ ПЛАСТИН С УДАРНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ……. 115
Ледянкин М.А.
АНАЛИЗ КРИТЕРИЕВ ПОДОБИЯ ДЛЯ МОДЕЛЬНОГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА……. 119
Лунина У.В.
УМЕНЬШЕНИЕ ВОРОНКИ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ЖИДКОСТИ – ПЕРВЫЕ ОПЫТЫ….. 125
Макаров И.А., Алексеев К.А.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНИТЕЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ СРЕДСТВАМИ SOLIDWORKS.. 129
Михайлов Е.А., Федоров В.Б.
ВЛИЯНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ…….. 133
Москвичева Е.Д.
ВОЗМОЖНЫЕ ПУТИ И ПРОБЛЕМЫ ВНЕДРЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ В КОМПОЗИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ГРАЖДАНСКОГО АВИАСТРОЕНИЯ…….. 138
Моторин Е.В.
ПОИСК РАЦИОНАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ЩЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ…… 142
Никонов С.В.
ОБЗОР МНОГОЦЕЛЕВЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ АЭРОГИБРИДНОЙ СХЕМЫ…… 147
Нурмиев А.Ф.
ОПТИМИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ. КРЫЛО С ИЗМЕНЯЕМЫМ ПРОФИЛЕМ…… 152
Осипов Владислав Юрьевич
ИССЛЕДОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ЛА С МАЛОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ЗАМЕТНОСТЬЮ…….. 157
Петров П.А.
ИЗУЧЕНИЕ ПРОЦЕССА ТРАНСФОРМАЦИИ ЧЕШУЙЧАТОЙ СКЛАДЧАТОЙ СТРУКТУРЫ ДЛЯ МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ…….. 160

Петров П.А.
К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ СКЛАДЧАТОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ
В КОНСТРУКЦИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА……... 166
Руфин Д.А., Степин К.Д.
БЕСПИЛОТНЫЙ КОНВЕРТОПЛАН ДЛЯ ДОСТАВКИ
МАЛОГАБАРИТНЫХ ГРУЗОВ В ТРУДНОДОСТУПНЫЕ МЕСТА…….. 169
Сергеев Д.С.
РАЗРАБОТКА ОСНАСТКИ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА
КОМПОЗИТНОГО ЗАКРЫЛКА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА…… 175
Сергеева Л.А.
ПРОЕКТ БЕСПИЛОТНОГО АВТОБУСА……... 181
Сиверин В.С.
ПРИМЕНЕНИЕ СПИРАЛЬНОЙ КОМПЬЮТЕРНОЙ ТОМОГРАФИИ
ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЛОТНОСТИ И ПОРИСТОСТИ КОМПОЗИТНЫХ
МАТЕРИАЛОВ ПО ШКАЛЕ ЕДИНИЦ ХАУНСФИЛДА……. 189
Скворцова М.А.
ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОРАБЕЛЬНЫХ ВЕРТОЛЁТОВ: ОТ КА-10
ДО КА-52К…….. 194
Скорик И.И.
АППАРАТ ДИФФЕРЕНЦИРУЮЩИХ МАТРИЦ ДЛЯ РЕШЕНИЯ
КРАЕВЫХ ЗАДАЧ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ФИЗИКИ……... 199
Трубицына Л.П., Литош Д.Д.
ВЫСОКОНАПОРНЫЙ СЛОЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ
ОТРЫВНОМ ТЕЧЕНИИ НА ТЕЛЕ С ИГЛОЙ…… 204
Федорова Т.В.
ОБ ОЦЕНКЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ В ПЛАНЕ
НА ПОВЕДЕНИЕ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ..…… 209
Хабибрахманов Р.Э.
ВЛИЯНИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА ВОЗМОЖНОСТЬ
СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ РЕГИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИИ…… 213
Хабибрахманов Р.Э., Бычков С.С.
ГИДРОСИСТЕМА САМОЛЕТА. ЖИДКОСТИ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В
ГИДРОСИСТЕМАХ САМОЛЕТА…… 217
Хамадеев Ф.Т.
АДАПТИВНЫЕ ЗАКОНЦОВКИ КРЫЛА……... 221
Ходакова Д. Е.
РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ ДВУХОПОРНОГО ТОРСИОНА ДИСКОВОГО КРЫЛА…… 224
Шевченко М.О., Пасичная М.М.
РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА ДЛЯ
ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ РАБОТ……. 228
Шилин Н.А.
ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ
ТИПОВ ВТУЛОК НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА……. 235
Шилин Н.А.
К ВОПРОСУ ПРОЧНОСТИ И УЧЕТА СДВИГА ПРИ РАСЧЕТЕ СЛОИСТЫХ
КОНСТРУКЦИЙ……. 238

СЕКЦИЯ 2
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И СТРУКТУРООБРАЗУЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ

Абрамова В.А.
СТАРЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ…… 243
Аввакумов И.И.
АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА СВАРКИ ТРЕНИЕМ…….. 246
Александров А.А.
ВОЗМОЖНОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ВЫХОДЯЩИХ НА ВНЕШНИЙ КОНТУР, С УЧЕТОМ ПРИМЕНЕНИЯ УГЛЕРОДНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ И ПОЛИМЕРНЫХ СВЯЗУЮЩИХ, МОДИФИЦИРОВАННЫХ НАНОЧАСТИЦАМИ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СТОЙКОСТЬ К УДАРУ МОЛНИИ…… 253
Аль-Дарабсе А.М., Дабабне И.Э., Ахмед А.Р.
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ……. 257
Аль-Дарабсе А.М., Ибрагим А.Х., Гебрил М.Х.
ИССЛЕДОВАНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СТАБЛИЗАЦИИ ДВУХТУРБИННОГО МАЛОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА В КРИТИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ ИЗ-ЗА ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ…. 263
Anisimova V.
DETONATION SPUTTERING OF VK15V COATING…… 270
Анисимова В.С.
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЛАЗМЕННОГО И ДЕТОНАЦИОННОГО МЕТОДОВ НАПЫЛЕНИЯ ПОКРЫТИЯ ВКНА……. 274
Ахатов Р.М.
РАСЧЕТ, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРИСПОСОБЛЕНИЯ…… 278
Ахмадиев Х.А.
ПОЛУЧЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫМИ СВОЙСТВАМИ НА ОСНОВЕ ГЛИЦИДИЛОВЫХ ЭФИРОВ КИСЛОТ ФОСФОРА…... 281
Akhmatova A. A.
THE DEVELOPMENT OF ADHESIVE FILM FOR MANUFACTURING PRODUCTS IN AVIATION INDUSTRY…….. 286
Ахметзянова Л.Х.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КЕРАМИЧЕСКИХ ФИЛЬТРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ЛИТЬЯ…… 291
Ахметзянова Л.Х.
ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ЛИТЬЯ ЛОПАТОК ГТД ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ 294
Блинова А.Г.
ВЛИЯНИЕ НАНОМОДИФИКАТОРОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УФ-ОТВЕРЖДЕННЫХ СВЯЗУЮЩИХ... 297
Бровкин М.Н.
ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИЙ В БЕСПИЛОТНЫХ АВТОМОБИЛЯХ… 302
Валеева А.Р., Мишагин К.А.
ПРИМЕНЕНИЕ СИЛИКАТНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ РИСОВОЙ ШЕЛУХИ, В КАЧЕСТВЕ НАПОЛНИТЕЛЕЙ ЭПОКСИДНЫХ КОМПОЗИЦИЙ……. 308
Валуиллина Р.Т.
КОМПОЗИТЫ В АВИАСТРОЕНИИ……... 315

Вартанян М.А., Попова Н.А., Шубабко О.Э.
НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ АБЛЯЦИОННЫХ ЗАЩИТНЫХ
МАТЕРИАЛОВ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ…… 318
Войнов Е.С.
ФИЛЬТРАЦИОННАЯ СУШКА ФОРМ ПО ВЫПЛАВЛЯЕМЫМ МОДЕЛЯМ…….. 323
Габидуллин Р.Р.
ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАЗМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ В МАШИНОСТРОЕНИИ…… 328
Газимов А.А.
АНАЛИЗ СПОСОБОВ УСТАНОВКИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ
ЭЛЕМЕНТОВ В ТРЕХСЛОЙНЫЕ СТРУКТУРЫ…….. 332
Галимов Д.И.
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ПРЕСС-ФОРМЫ
МАШИНЫ ЛПД ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛИ КОРПУС ИЗ
АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА…….. 337
Галимов Д.И.
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ,
МАЛОУСТОЙЧИВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОНЦЕВЫМИ ФРЕЗАМИ……. 339
Garaev R.
CO_2 CORROSION IN LOW-ALLOY STEELS FOR OIL APPLICATIONS. HEAT
TREATMENT, REACTION PRODUCTS AND KINETICS……. 343
Гильфанов А.Д.
РАСЧЕТ КИЛЯ ТУ-22М С ПРИМЕНЕНИЕМ КОМПОЗИЦИННОГО
И ТРАДИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА……. 347
Гимадиев Э.И.
СПОСОБЫ УДАЛЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ…….. 352
Гусева Д.В., Морозов В.В.
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ
ДЕФЕКТОСКОПИИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ……. 355
Давыдов Э.А., Мясников М.М.
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВАРНОГО СОЕДИНЕНИЯ
НА ОСНОВЕ РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ…….. 358
Державина А.А.
ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРА ТЕЧЕНИЕ СПЛАВА В ПОРАХ
ФИЛЬТРОЭЛЕМЕНТА ПРИ ЛИТЬЕ ПО ВЫПЛАВЛЯЕМЫМ МОДЕЛЯМ…….. 362
Дулмаев С.Э., Сидорова М.И., Сазонов О.О.
КООРДИНАЦИОННОЕ СВЯЗЫВАНИЕ ПОЛИУРЕТАНОВ
КОМПЛЕКСНЫМИ СОЕДИНЕНИЯМИ ЖЕЛЕЗА……... 366
Евлампьев А.В.
ВЛИЯНИЕ ИНТЕРМЕТАЛЛИДОВ НА ФОРМИРОВАНИЕ
СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ СОЕДНИНЕНИЯ AL-CU…….. 369
Евлампьев А.В.
ВЛИЯНИЕ СТРУКТУРЫ НА СЛУЖЕБНЫЕ СВОЙСТВА ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ… 374
Екимовская В.А.
МОДЕЛЬ НОВОЙ ТРЁХМЕРНОЙ АУКСЕТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ…….. 378
Зайцева А.М.
ГЕОПОЛИМЕРЫ – ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СВЯЗУЮЩИЕ
ДЛЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ…… 384
Зарбалиев А.А., Граф Е.В.
СВАРОЧНАЯ МАСКА «ХАМЕЛЕОН» - КАК СРЕДСТВО ИНДИВИДУАЛЬНОЙ
ЗАЩИТЫ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ СВАРОЧНЫХ РАБОТ…… 389

Зарбалиев А.А., Балахонцева Э.М.
ОСОБЕННОСТИ СВАРКИ В РАЗЛИЧНЫХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ ПРИ РУЧНОЙ ДУГОВОЙ СВАРКЕ…… 393
Зоммер С.А.
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ КОМПОЗИТНЫЙ ЭЛЕМЕНТ КОНСТРУКЦИИ……... 397
Ибатуллин И.М., Удилова Е.Ю.
ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ НА ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЭПОКСИДНЫХ ПОЛИМЕРОВ……. 402
Иванников Е.Д.
РОЛЬ ГРАФЕНА В АВИАСТРОЕНИИ……... 406
Иванов Н.В., Куклин В.А.
ВЛИЯНИЕ АДГЕЗИИ СУБМИКРОННЫХ ЧАСТИЦ НАПОЛНИТЕЛЯ К ПОЛИМЕРНОЙ МАТРИЦЕ ФТОРОПЛАСТА–42…….. 409
Клем А.И., Сычев В.В.
ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ОБЪЕКТОВ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ…….. 414
Ковтунов С.С.
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ МОДИФИЦИРОВАНИЯ МАТРИЦ ПОЛИМЕРНЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ УГЛЕРОДНЫМИ НАНОЧАСТИЦАМИ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В КОНСТРУКЦИЯХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ……. 421
Коновалов В.Д., Маратаев Д.А.
ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ И ЭКОЛОГИЧНОСТИ МЕТАНОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ С ЛАЗЕРНОЙ СВЕЧЕЙ ЗАЖИГАНИЯ В ДВИГАТЕЛЕ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ……... 424
Константинова А.А.
ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ОБРАБОТКИ МЕТАЛЛОВ ПАРОГАЗОВЫМ РАЗРЯДОМ…….. 430
Конюшок В.В.
ПРИМЕНЕНИЕ ИНФУЗИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАСТРОЕНИИ……. 434
Королев М.П., Кузьмин Е.В.
СТРУКТУРА ЗОНЫ СОЕДИНЕНИЯ И МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КОМПОЗИТА ВТ1-0 + АМГ5, ПОЛУЧЕННОГО ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМАХ СВАРКИ ВЗРЫВОМ.. 439
Костин В.А.
ВЛИЯНИЕ ТОЛЩИНЫ АДГЕЗИВНОГО СЛОЯ НА ПРОЧНОСТЬ КЛЕЕВЫХ ШВОВ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ……... 442
Купряшов А.В.
СПОСОБ ПОЛУЧЕНИЯ ТОНКОДИСПЕРСНОГО ГРАФИТОВОГО ПОРОШКА ЭЛЕКТРОСИНТЕЗОМ НА ПЕРЕМЕННОМ ТОКЕ…….. 447
Курганенко В.С.
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ИЗ ЛИТИЙ-АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ…… 452
Куревина А.А.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО РЕЖИМА ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДЛЯ ОТЛИВКИ «КЛЮЧ ГАЕЧНЫЙ» ИЗ ИСКРОБЕЗОПАСНОЙ ЛИТЕЙНОЙ БРОНЗЫ…... 459
Ларионов И.С., Балькаев Д.А.
ВЛИЯНИЕ МОЛЕКУЛЯРНОЙ СТРУКТУРЫ ПОЛИПРОПИЛЕНА НА ЕГО РЕОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА…….. 463
Лемешкин В.В.
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ «КОРПУС»……. 468

Лопатин А.Н., Рынгач Н.А.
ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
В ПОДГОТОВКЕ ПРОИЗВОДСТВА КОМПОЗИТНЫХ САМОЛЁТОВ……. 472
Лукиных Д.А.
ПРОИЗВОДСТВО ХЛАДОСТОЙКОГО ЛИСТОВОГО ПРОКАТА……. 476
Манькова С.В., Конышева В.К.
ТЕХНОЛОГИЯ ВИБРОАБАРЗИВНОГО УДАЛЕНИЯ СЛЕДОВ КОНТАКТНО – ОСАЖДЕННОГО ЖЕЛЕЗА С ПОВЕРХНОСТИ ВЫСОКОРЕСУРСНЫХ
ТИТАНОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ……. 479
Меркушев Р.М.
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СВЕТОПРОЗРАЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ
ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ……... 487
Мешков А.А.
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЦАНГОВЫХ И ГИДРОПЛАСТОВЫХ ПАТРОНОВ…… 491
Mikerina D.N., Bezzametnova D.M.
THE DEVELOPMENT OF A CONCEPT FOR MANUFACTURING A TRUSS
STRUCTURE FROM COMPOSITE MATERIALS……... 496
Мингаряев Н.Н.
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СТАРЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ И ПОКРЫТИЙ... 498
Минсадрова А.М.
МНОГОСЛОЙНАЯ ПАНЕЛЬ С КОМБИНИРОВАННЫМ
СЕТЧАТО-ЯЧЕИСТЫМ ПОДКРЕПЛЕНИЕМ……... 500
Минсадрова А.М.
РАЗНОВИДНОСТИ ЗАПОЛНИТЕЛЕЙ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ…….. 508
Мокшина М.Н.
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШТАМПОВОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ СКРУЧИВАНИЯ ДЕТАЛИ «КРОНШТЕЙН», ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ РУЧНОЙ РАБОТЫ……... 514
Нагих О.В.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕРИАЛОВ ПОНИЖЕННОЙ ПЛОТНОСТИ
В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ……. 517
Неруцкая А.В., Смирнова Е.А., Петухова О.С.
ВЛИЯНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА СТРУКТУРУ
И СВОЙСТВА ТИТАНОВОГО СПЛАВА МОРСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ…… 520
Низамиев Р.Р.
ИЗГОТОВЛЕНИЕ СТЕКЛОПЛАСТИКОВ НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТИЧНОГО СВЯЗУЮЩЕГО С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОЛУПРОНИЦАЕМОЙ МЕМБРАНЫ…….. 524
Nikitin V.
DEVELOPMENT OF A HEAT-RESISTANT BINDER FOR RTM-FORMING
OF STRUCTURAL PRODUCTS…… 527
Никитин В.С.
ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНСОЛИДИРОВАННЫХ ПЛАСТИН
НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ ДЛЯ ТЕРМОФОРМОВАНИЯ……. 532
Носов Д.А.
СОВРЕМЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ
НА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ……. 537
Осипок Т.В., Зайдес С.А.
ОЦЕНКА НЕОДНОРОДНОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ В ЛИСТОВОМ ПРОКАТЕ ИЗ НИЗКОУГЛЕРОДИСТОЙ СТАЛИ……. 542

Пузырецкий Е.А.
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМПОЗИТНОГО СОТОВОГО БЛОКА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЯ С ЗАМКНУТЫМ ПРОФИЛЕМ В ОДИН ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПЕРЕХОД……... 548
Пузырецкий Е.А.
КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ С ДЕМПФИРУЮЩИМИ СВОЙСТВАМИ…….. 555
Резвых А.В., Мадиярова Г.М.
ИЗУЧЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЛАГИ НА КОЭФФИЦИЕНТ ЛИНЕЙНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО РАСШИРЕНИЯ ЭПОКСИДНЫХ ПОЛИМЕРОВ С РАЗЛИЧНОЙ ФУНКЦИОНАЛЬНОСТЬЮ…….. 559
Руденко Э.В.
ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В СУДОСТРОЕНИИ…… 562
Руденко Э.В.
СОВРЕМЕННЫЕ БАЙДАРКИ И КАНОЭ: МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ……... 566
Русинова А.А.
ВЫБОР ТИПА ОТВЕРДИТЕЛЯ ДЛЯ КОМПОЗИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ БЕЗАВТОКЛАВНОЙ ТЕХНОЛОГИЕЙ RFI……...…….. 569
Рыжков С.А.
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ МИКРОРЕШЁТКИ В АВИАСТРОЕНИИ…….. 574
Сабирзянов Р.Р.
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО СТАРЕНИЯ НА СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ ВАКУУМНЫХ МЕШКОВ…… 577
Савинов Д.В.
АДАПТИВНОЕ КРЫЛО, ЕГО ПРЕИМУЩЕСТВА И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ……. 581
Салина М.С.
ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ НА ДИНАМИЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕНТ ВЯЗКОСТИ……. 585
Салихов А.А., Кузьмина В.Е.
ПОЛИУРЕТАНОВЫЕ ИОНОМЕРЫ НА ОСНОВЕ ФОСФОРОРГАНИЧЕСИХ СОЕДИНЕНИЙ В КАЧЕСТВЕ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ…….. 588
Самойлова А.С.
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ ГТД С ПОВЫШЕННОЙ НАРАБОТКОЙ……. 591
Сафин А.Р.
ИЗГОТОВЛЕНИЕ КОНСОЛИДИРОВАННЫХ ПЛАСТИН НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ…….. 594
Семенуха О.В., Бриль И.И., Симунин М.М.
СИЛИКОНОВЫЙ КОМПОЗИЦИОННЫЙ МАТЕРИАЛ С ТЕНЗОРЕЗИСТИВНЫМИ СВОЙСТВАМИ И ПОВЫШЕННОЙ АДГЕЗИЕЙ К УГЛЕТКАНИ……. 598
Сёмин Н.А.
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДИФИКАЦИИ ЭПОКСИДНОГО ОЛИГОМЕРА ТЕРМОСТОЙКИМ ТЕРМОПЛАСТОМ НА РЕОЛОГИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ТЕМПЕРАТУРУ СТЕКЛОВАНИЯ…… 601
Сенотова М.В.
ИЗГОТОВЛЕНИЕ ФУТБОЛЬНЫХ ЩИТКОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МЕТОДОМ ВАКУУМНОЙ ИНФУЗИИ…….. 606
Смирнова Е.А, Петухова О.С., Неруцкая А.В.
ИССЛЕДОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ ОСАДКЕ ОРТО-СПЛАВОВ РАЗЛИЧНОГО ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА…… 613

Соловьев Р.И.
ТЕРМОФОРМОВАНИЕ ТИПОВЫХ АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОНСОЛИДИРОВАННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ ПЛАСТИН НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ…….. 616
Соловьев Э.П.
ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ УСТАЛОСТНОЙ ПОТЕРИ ПРОЧНОСТИ ПРЕСС-ФОРМ ДЛЯ ЛИТЬЯ ПОД ДАВЛЕНИЕМ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ…….. 620
Соловьев С.С.
ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННЫХ СКЛАДЧАТЫХ СТРУКТУР В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА……..... 624
Соловьев С.С.
КЛАССИФИКАЦИЯ И АНАЛИЗ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ……. 627
Солодянникова А.В.
О ПРИМЕНЕНИИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ КАТАПУЛЬТНОГО КРЕСЛА…… 631
Тимин А.М, Фатыхов К.Ф.
ФОРМООБРАЗОВАНИЕ ДЕТАЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ДРОБЕСТРУЙНОЙ ОБРАБОТКИ……... 638
Хайруллин Д.Р.
АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА В КОНСТРУКЦИИ КИЛЯ САМОЛЕТА НА ПРИМЕРЕ СУ-25СМ…… 641
Хайруллин Д.Р.
ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА……. 647
Хамматов Р.Р., Потапов А.В., Тепаев С.В., Свиридов А.В.
ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВАЯ СВАРКА ГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ……... 650
Черенков С.П.
ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ ГИДРОПНЕВМАТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ С ВЫСОТОЙ ПОДЬЕМА БОЛЕЕ 700 М…… 654
Чернега А.А.
НАСТОЯЩЕЕЕ И БУДУЩЕЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ……. 659
Черноглазов П.А.
ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ УГЛЕПЛАСТИКОВ НА ОСНОВЕ ЭПОКСИДНЫХ СВЯЗУЮЩИХ…….. 663
Чертыковцева В.О., Куркин Е.И.
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛИТЬЯ КРОНШТЕЙНА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА……... 667
Чураков М.С.
СТАРЕНИЕ И ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ…… 670
Шалыгина Т.А., Руденко М.С., Воронина С.Ю.
ОСОБЕННОСТИ СТРУКТУРООБРАЗОВАНИЯ ПОЛИУРЕТАНОВОЙ МАТРИЦЫ, НАПОЛНЕННОЙ МОДИФИЦИРОВАННЫМИ ЧАСТИЦАМИ КАРБИДА КРЕМНИЯ. 674
Шестакова Е.А.
ФРЕЗЕРОВАНИЕ СТРИНГЕРОВ СЛАБОНАГРУЖЕННОЙ ОБШИВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ……... 677

Шестакова Е.А.
УСТРОЙСТВО ДЛЯ ФРЕЗЕРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ МАЛОУСТОЙЧИВЫХ СТРИНГЕРОВ В АЛЮМИНИЕВЫХ ОБШИВКАХ……... 682
Шестакова Е.А.
ФОРМООБРАЗОВАНИЕ СТРИНГЕРОВ СЛАБОНАГРУЖЕННОЙ ОБШИВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЫРАЩИВАНИЕМ НАПРЯМУЮ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ…….. 685
Шипицын К.П.
ПРОЕКТ ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ КОЛЬЦЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ КОРПУСА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ……...… 688
Шокурова О.О.
СВАРКА ШПАНГОУТОВ НЕНАГРУЖЕННЫХ ОБШИВОК В АВИАЦИИ……. 691
Шокурова О.О.
АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ИЗНОШЕННЫХ ЛОПАТОК ГТУ И ГТД……..….. 695
Юрасов Ю.С.
СПОСОБЫ ПОЛУЧЕНИЯ СВЕТОВОЗВРАЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ…….. 698
Юрасов Ю.С.
СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА. ДИСКРЕТНОЕ ДИФФУЗИОННОЕ УПРОЧНЕНИЕ……. 702
Юсупов И.И.
СОВРЕМЕННЫЕ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫЕ УГЛЕРОДНЫЕ ПЕНЫ. ПАРАМЕТРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА СВОЙСТВА ПЕН…… 707
Ялалтдинов А.А.
РАЗРАБОТКА, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ КАТЕРА С ВОДОМЕТНЫМ ДВИЖИТЕЛЕМ……. 711

Международная молодежная
научная конференция

«XXV ТУПОЛЕВСКИЕ ЧТЕНИЯ
(школа молодых ученых)»,

посвященная 60-летию со дня осуществления
Первого полета человека в космическое пространство
и 90-летию Казанского национального исследовательского
технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ

ТОМ I

МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ

СБОРНИК ДОКЛАДОВ

Отпечатано в изд-ве ИП Сагиева А.Р.
420073, г. Казань, ул. Ад. Кутуя, 116

Заказ № 478 от 28.12.21 г.
Формат 60х84 1/8. Усл. печ. л. 90,5.
Бумага офсет 80 г. Печать ризографическая.
Тираж 25 экз.