



ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
«СИБИРСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ  
АВИАЦИИ ИМ. С. А. ЧАПЛЫГИНА»

**I ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ  
КОНФЕРЕНЦИЯ АСПИРАНТОВ  
АЭРОДИНАМИКА, ДИНАМИКА ПОЛЕТОВ, ПРОЧНОСТЬ  
И КОНСТРУИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**19 декабря 2023 г.**

**МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ**

НОВОСИБИРСК 2023

УДК 629.7  
ББК 39.53  
М 341

ISBN 978-5-6043216-7-6

### ОРГКОМИТЕТ КОНФЕРЕНЦИИ

Владимир Леонидович Чemezov — научный руководитель института, к. т. н.,  
доцент, председатель оргкомитета

Смирнов Дмитрий Николаевич — заместитель директора по научной работе,  
к. т. н., заместитель председателя оргкомитета

Медведева Ольга Вячеславовна — заместитель директора по кадрам и общим  
вопросам, член оргкомитета

Зайцев Валерий Юрьевич — начальник отделения аэродинамики и динамики  
полета летательных аппаратов, член оргкомитета

Лев Петрович Железнов — зам. нач. НИО-2, д. т. н., проф., член оргкомитета

Виктория Геннадьевна Борисова — старший научный сотрудник отделения  
аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов, ученый секретарь

Елена Валерьевна Цвиль — секретарь, технический секретарь

Технический редактор, корректор  
Корректор

Исаева Т. С.  
Трошкина Л. А.

© Федеральное автономное учреждение «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина»

### СОДЕРЖАНИЕ

1. **Бадрухин Ю. И., Лазненко А. С., Соколов В. Е.** Разработка методов и программ для расчета упругопластического формования авиационных панелей .....4
2. **Волченко В. Г., Смирнов Д. Н., Писарев В. В.** Анализ особенностей использования гибридных силовых установок в малой авиации.....5
3. **Гарсес Г. Р.** Совершенствование конструкции стабилизатора вертолета путем внедрения композиционных материалов .....6
4. **Голубкин К. С.** Моделирование влияния характерных размеров поверхностных дефектов на условный предел выносливости конструкционных сталей .....7
5. **Исхаков В. С.** Разработка нового метода обеспечения теплостойкости типовых силовых конструкций .....8
6. **Клочков Н. И., Зверков И. Д.** Определение отслоения обшивки в композитных сотовых панелях .....9
7. **Кожемяко А. С.** Методы и средства исследования каталитических и излучательных свойств тепловой защиты летательных аппаратов .....11
8. **Коновалов И. С.** Исследование аэроупругих колебаний подвески моста.....13
9. **Лопатин А. Н., Борисова В. Г., Смирнов Д. Н.** Численное моделирование процесса 3D-печати по технологии FDM.....15
10. **Матвеев Д. А., Мешков А. А., Овсянников И. А.** Разработка и изготовление универсального беспилотного воздушного судна «Сарма» .....17
11. **Моисеев Е. А., Парубин Д. Ю.** Основные принципы построения перспективной системы воздушного охлаждения с открытой архитектурой .....19
12. **Секерин П. А.** Решение стационарной задачи о движении пластины типа Тимошенко с граничными условиями, отличными от шарнирных, в упругой среде.....21
13. **Семухин Р. И., Мохов Ю. В.** Особенности выбора силовой установки для стратосферного планерлета .....22
14. **Терехова Е. С., Бадрухин Ю. И., Беспалов В. А.** Рациональное проектирование тонкостенных панелей из слоистого композита по условиям прочности и устойчивости .....24
15. **Тоескин В. А.** Расчет и проектирование запорно-регулирующего клапана системы воздушного нагружения авиационных конструкций .....26
16. **Шейфер С. В., Степанова Л. Н., Чернова В. В.** Исследование образцов из композиционного материала АСМ102-130UD с помощью акустической эмиссии, ультразвука, фрактографии .....27
17. **Шипуль С. А., Семенов Н. В.** Экспериментальное исследование влияния малых углов атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода на стреловидном крыле с дозвуковой передней кромкой при  $M = 2$  и  $2,5$  .....28

Бадрухин Ю. И.<sup>1</sup>, Лазненко А. С.<sup>1</sup>, Соколов В. Е.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>СибНИА им. С. А. Чаплыгина, <sup>2</sup>НГТУ

Холодное деформирование является одним из наиболее прогрессивных методов изготовления деталей. В самолетостроении около 80 % деталей планера изготавливают методом холодного деформирования [1]. При изготовлении высокоточных форм используются различного типа прессы, дробеструйные установки и тяжелый ручной труд выколотчиков-водчиков. При помощи гидравлических стенов заготовке монолитной панели задается предварительный изгиб, требующий дальнейшей выколотки по болванке; дробеструйные установки позволяют гнуть панели только с продольными ребрами [2].

Современные возможности вычислительной техники позволяют моделировать процесс изготовления требуемых панелей, из-за чего возрос интерес к решению задач нелинейного деформирования. Однако, несмотря на значительное количество публикаций по этой проблеме, следует признать, что практически все решения, полученные авторами, учитывают лишь физическую нелинейность, не принимая во внимание геометрическую, которая проявляется для пластин даже при небольших прогибах порядка  $1/5 \dots 1/4$  толщины [3].

Предложен алгоритм решения задачи формования авиационных панелей из алюминиевого сплава. При помощи метода последовательных приближений задача упругопластического деформирования для элементов конструкции панели сведена к последовательности задач упругого деформирования с учетом геометрической нелинейности. Сформулированы условия итерационного процесса. Алгоритм решает задачу расчета упрежденной формы оснастки. Приведены примеры расчета зависимости упрежденных форм от требуемых.

Благодаря разработанному алгоритму становится возможным подобрать упрежденную форму для требуемого материала, которая приведет к номиналу.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Абибов А. Л., Бирюков Н. М., Бойцов В. В., Григорьев В. П., Зернов И. А., Чударев П. Ф., Ярковец А. Ц. Технология самолетостроения / М.: Машиностроение, 1982. 551 с.
2. Раевская Г. А., Кучумов Г. Т., Бадрухин Ю. И., Соколов В. Е. Решение технологических задач формообразования панелей авиационных конструкций // Общероссийский научно-технический журнал «Полет» № 2. Москва, 2022. С. 104–109.
3. Вольмир А. С. Гибкие пластинки и оболочки / М: Гостехиздат, 1956. 419 с.

Волченко В. Г.<sup>1</sup>, Смирнов Д. Н.<sup>1,2</sup>, Писарев В. В.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>СибНИА им. С. А. Чаплыгина, <sup>2</sup>НГТУ

Электрические технологии — новый виток инновационного развития в авиации и одно из наиболее перспективных направлений развития. Концепции гибридных самолетов или летательных аппаратов (ЛА) на аккумуляторах, которые в будущем могут потеснить традиционные пассажирские самолеты, становятся все ближе к своей реализации.

Рассмотрены особенности гибридных силовых установок (ГСУ), связанные с запаздыванием при управлении, конструкцией и типом. Любая силовая установка — хоть традиционная, хоть гибридная, требует наличия системы управления. Система управления должна обеспечивать множество функций: (1) безопасность полета, (2) требуемые характеристики устойчивости и управляемости летательного аппарата (ЛА), (3) предотвращение и предупреждение выхода за предельные режимы полета, (4) автоматическое и директорное управление ЛА и ГСУ, (5) необходимую реконфигурацию при отказах.

Рассмотрены особенности гибридных силовых установок, связанные с конструкцией.

Оснащение гибридной силовой установкой не только вновь разрабатываемых, но и существующих ЛА является по предварительным оценкам также технически осуществимым и целесообразным с целью повышения топливной эффективности и улучшения отдельных ЛТХ.

Подводя итог, можно отметить, что использование любой из этих схем невозможно без интеллектуальной системы, алгоритмы работы которой связывают все системы самолета, в том числе и управление летательным аппаратом. Система должна иметь наибольшую скорость обмена данными между управляющими устройствами и исполнительными механизмами. Она должна быть безопасной на всех режимах работы ЛА и уметь находить любое отклонение от штатной работы всех систем.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Халютин С. П., Давидов А. О., Жмуров Б. В. Электрические и гибридные самолеты: перспективы создания // Электричество, 2017. № 9. С. 4–16.
2. Терпугов А. В., Оболенский Ю. Г., Оболенский В. Ю. Опциональное управление маневренными самолетами: поиски, проблемы, решения // Математические методы в технологиях и технике, 2022, № 5. С. 14–18.

3. Noland J. K., Leonardo M., Suul J. A., Molinas M., Nilssen R. Electrical machines and power electronics for starter-generators in more electric aircrafts: a technology review // IECON 2019 — 45th Annual conference of the IEEE industrial electronics society, 2019. P. 6994–7001.

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ СТАБИЛИЗАТОРА ВЕРТОЛЕТА ПУТЕМ ВНЕДРЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Гарсес Г. Р.

*СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

С бурным развитием научно-технического прогресса и исчерпанием возможностей традиционных материалов в авиационной промышленности постепенно внедряют композиционные материалы.

Одновременно с этим набирает актуальность проблема эксплуатации и обслуживания авиационной техники, изготовленной с применением композиционных материалов.

Цель данного исследования — спроектировать усовершенствованный стабилизатор с применением новых технологий изготовления изделий из композиционных материалов и проанализировать все возможные аспекты, связанные с эксплуатацией данного агрегата, с учетом новых конструкторских изменений.

Композиты (КМ) — это материалы, состоящие из двух и более химически или физически разнородных компонентов и обладающие широким спектром свойств в зависимости от их компоновки и ориентации. Основными преимуществами данных материалов являются высокая устойчивость к воздействию агрессивных сред, усталости и различных механических факторов. Кроме того, композиты легче металлов, что значительно снижает массу агрегатов, изготовленных из них, и повышает их производительность.

В аналитической части доклада приведена небольшая статистика и обоснование внедрения композиционных материалов. Кратко описана конструкция проектируемого стабилизатора до внесения изменений. Проанализированы существующие методы дефектации и ремонта изделий из композиционных материалов.

В расчетной части спроектирована электронная модель изделия с использованием программного обеспечения Unigraphics NX. Разработана новая схема сборки с учетом внедрения новой технологии изготовления. Оценены все трудности, связанные с переподготовкой производства под новую технологию изготовления изделий из композиционных мате-

риалов. Выполнен прочностной и экономический расчет, чтобы дать заключение о целесообразности внесения конструкторских изменений с учетом применения композиционных материалов.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Абибов А. Л. Технология самолетостроения: учебник для вузов / А. Л. Абибов, Н. М. Бирюков, В. В. Бойцов. М.: изд-во Машиностроение, 1982. 551 с.
2. Солнцев Ю. П. Материаловедение: учебник для вузов / Ю. П. Солнцев, Е. И. Пряхин, Ф. Войткун. СПб.: изд-во Машиностроение, 2007. 783 с.
3. Иванов Ю. Л. Современные технологические процессы сборки планера самолета: учебник / Ю. Л. Иванов, В. Ф. Кузьмин, Б. Н. Марьин и др. М.: Машиностроение, 1999. 304 с.
4. Курлаев Н. В., Нарышева Г. Г., Рынгач Н. А. Теоретические основы самолето- и вертолетостроения / Новосибирск, 2013. 100 с.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ХАРАКТЕРНЫХ РАЗМЕРОВ ПОВЕРХНОСТНЫХ ДЕФЕКТОВ НА УСЛОВНЫЙ ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ КОНСТРУКЦИОННЫХ СТАЛЕЙ

Голубкин К. С.

*ОКБ Сухого*

В работе представлены результаты численного моделирования концентрации напряжений вблизи изолированных поверхностных дефектов, моделируемых полуэллипсоидальными полостями на поверхности призматических представительных фрагментов.

Численные решения построены на основе упрощенной градиентной теории упругости, предполагающей, что энергия деформаций материала зависит не только от деформаций, но и от их градиентов. Рассматриваемая формулировка теории содержит единственный дополнительный масштабный параметр, помимо классических параметров Ламе, и позволяет учитывать влияние размерных эффектов на характер распределения напряжений вблизи концентраторов. Вблизи относительно крупных дефектов (по сравнению с масштабным параметром материала) модель прогнозирует реализацию стандартного уровня напряжений, который не зависит от абсолютных размеров дефекта и может быть найден на основе решения задачи классической теории упругости. Однако для малоразмерных дефектов представленные решения позволяют описывать явление размерного эффекта, при котором уровень концентрации напряжений снижается при уменьшении характерных размеров дефекта.

В работе представлен анализ влияния параметров поверхностных дефектов (глубина, характерные размеры в плоскости, ориентация относительно нагрузки) на уровень концентрации напряжений. Предложена и реализована методика идентификации масштабного параметра на основе известных экспериментальных данных по зависимости условного предела выносливости сталей от размеров поверхностных коррозионных дефектов.

## РАЗРАБОТКА НОВОГО МЕТОДА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОСТОЙКОСТИ ТИПОВЫХ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Исхаков В. С.

*ОКБ Сухого*

Одним из важных факторов повышения эффективности боевой авиации является скорость. Однако с повышением скорости растут аэродинамические и тепловые нагрузки.

Типовым решением в современной авиации является изготовление силовых конструкций из углепластиков на основе эпоксидных связующих. Совершенствование силовых установок и повышение скорости полета требуют дальнейшего повышения рабочих температур летательного аппарата. Для этого существуют следующие подходы к решению данной проблемы:

- создание теплозащитного слоя на поверхности силовой конструкции, предохраняющего от перегрева. В случае формирования тепловой защиты «традиционных» материалов значительно снижается весовая эффективность, а также увеличиваются габариты детали;

- изготовление силовой конструкции из материалов с повышенной теплоустойчивостью, способных выдерживать расчетные нагрузки при повышенной температуре (в этом случае обращают на себя внимание дороговизна и ряд технических сложностей). Детали, выполненные целиком из теплоустойчивых материалов, были замечены в конструкциях самолетов F-22 и F-35.

Конструктивные решения по теплозащите элементов конструкции, применяемые в космической промышленности (на основе абляционных покрытий), не подходят, ввиду того что для авиационной техники необходимо сохранять аэродинамические контуры изделия неизменными.

В деталях, подверженных воздействию высоких температур, как правило, используются керамические композиционные материалы либо теплоустойчивые полимерные композиты с дополнительными теплозащитными покрытиями.

Керамические материалы способны сохранять прочность и жесткость при исключительно высоких температурах, что делает их привлекательными для применения во многих областях техники, в том числе в теплонагруженных деталях в авиастроении. Однако монолитные керамические материалы весьма хрупкие, т. е. обладают малой вязкостью разрушения и низкой трещиностойкостью, что крайне ограничивает возможность их использования в качестве конструкционных материалов. Гораздо большую область применения могут иметь композиционные материалы, представляющие собой керамическую матрицу, армированную керамическим же наполнителем.

Для решения проблемы тепловой защиты типовых силовых конструкций предлагается сформировать теплозащитный слой из теплоустойчивых материалов на классической силовой конструкции.

Примером такого практического применения можно считать панели малозаметного бомбардировщика Б-2, устанавливаемые за срезом сопла, выполненные из углепластика на основе полиамидного связующего с дополнительными керамическими пластинами на поверхности.

Одним из существенных недостатков конструкций, приведенных выше, является отсутствие доступа для проведения неразрушающего контроля силовой композиционной панели. В этой связи становится крайне актуальным внедрение в изделия элементов встроенного контроля, а также существенное повышение культуры производства и эксплуатации изделий.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТСЛОЕНИЯ ОБШИВКИ В КОМПОЗИТНЫХ СОТОВЫХ ПАНЕЛЯХ

Клочков Н. И.<sup>1</sup>, Зверков И. Д.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>НГТУ, <sup>2</sup>ИППМСО РАН им. С. А. Христиановича

В данной работе рассмотрена и проанализирована возможность применения теплового метода неразрушающего контроля для выявления отслоения внешней обшивки от сотового заполнителя композитной сотовой панели (КСП).

Цель настоящей работы — исследование возможности проведения неразрушающего контроля при помощи теплового метода с использованием компьютерного моделирования

теплого распределения композитной сотовой конструкции с заранее известным дефектом, а также проведения физического эксперимента с реальным образцом композитной сотовой панели, применяемой в конструкциях современных ВС [1–4].

#### Моделирование теплового контроля композитной сотовой панели (КСП)

Эффективность теплового МНК для выявления отслоения обшивки в КСП Gilfab 4223 проверялась с помощью численного моделирования с использованием специального программного обеспечения ANSYS 2021 R2 с применением метода температурного анализа Steady-State Thermal.

#### Проведение эксперимента теплового контроля КСП

В качестве оборудования для проведения тепловизионных исследований были использованы тепловизор COX CG 640, инфракрасная лампа WIEDERKRAFT WDK-1H. Был изготовлен образец КСП из панели марки Gilfab 4223 с заранее известным дефектом.

В области присоединенной обшивки ясно просматривается сотовая структура, в то время как в районе дефекта наблюдается общий повышенный уровень разницы температур с неоднородностями, превосходящими размер ячейки соты.

#### Выводы

При проведении экспериментов с тепловизионным оборудованием, имеющим разрешающую способность 2 пикселя/мм и температурную чувствительность 0,05 К, установлено следующее:

— как и в численном эксперименте наличие сотового заполнителя образца обшивки проявляется в виде периодической неравномерности поля температуры на поверхности образца в местах соединения обшивки с сотовым заполнителем;

— отслоение обшивки от сотового заполнителя приводит к общему повышению температуры обшивки, что может служить критерием дефекта.

Для определения границ дефекта авторами разработана процедура обработки результатов эксперимента:

— определение разницы в распределении температур на этапе нагрева и охлаждения путем вычитания соответствующих снимков термограмм;

— получение векторного распределения  $Q$ -градиентов потенциала разницы температур;

— определение дивергенции  $D$  от поля градиентов  $Q$  через замкнутый контур  $S$  с размерами стороны контура  $b = 1/2a$ , где  $a$  — шаг ячейки сотового заполнителя;

— построение изолинии уровня дивергенции  $D$  в 60 % от максимального значения. Области образца, где уровень не достигает 60 % от максимума на протяжении шага ячейки, являются областью отслоения обшивки [7].

Работа выполнена в рамках государственного задания (№ госрегистрации 121030500149-8).

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Гуняев Г. М., Кривонос В. В., Румянцев А. Ф., Железина Г. Ф. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов // Конверсия в машиностроении. 2004. № 4. С. 65–69.

2. ГОСТ 23483-79 Контроль неразрушающий. Методы теплового вида. Введ. 1979-02-08. М.: Изд-во стандартов, 2005. 11 с.

3. Руководство по неразрушающему контролю самолетов Airbus A318, A319, A320, A321. Руководство № 51-10-25-PB1, ревизия № 135. Введ. с 01.02.2022.

4. Ключков Н. И., Зверков И. Д. Выбор методов для повышения эффективности неразрушающего контроля композитных сотовых панелей современных воздушных судов // Полет. 2021. № 5. С. 12–21.

7. Ключков Н. И., Зверков И. Д., Гаврилов Д. А. Исследование возможности применения теплового метода неразрушающего контроля для выявления отслоения обшивки в композитных сотовых конструкциях современных воздушных судов // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Том 30. № 4. С. 701–711.

#### МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИССЛЕДОВАНИЯ КАТАЛИТИЧЕСКИХ И ИЗЛУЧАТЕЛЬНЫХ СВОЙСТВ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Кожемяко А. С.

ОКБ Сухого

Каталитические и излучательные свойства теплозащитного материала неразрывно связаны с характеристиками поверхностного слоя, в частности, такими как состав, физико-химические характеристики, пористость, кристаллическая структура, глубина пробега излучения и другие. При воздействии на материал, например, в процессе нагрева, перечисленные выше свойства могут меняться. Также на каталитические и излучательные характеристики материала влияют химические реакции, возникающие в ходе взаимодействия набегающего газового потока и поверхностного слоя высокоскоростного летательного аппарата.

Вследствие этого простой набор сведений по указанным характеристикам отдельных элементов и соединений не может дать гарантии, что их применение даст воспроизведение этих же свойств в композиции материала или теплозащитного покрытия. Следовательно, это предусматривает выполнение специальных теоретических и экспериментальных исследований по изучению каталитических свойств материалов и покрытий, предназначенных для тепловой защиты, в процессе создания и доводки с целью получения заданных характеристик.

Для многократной тепловой защиты высокоскоростных летательных аппаратов с высоким аэродинамическим качеством единственным фактором, который способен уменьшить теплоподвод в конструкцию, являются каталитические свойства поверхности теплозащитных материалов. Таким образом, предельно возможная рабочая температура поверхности материала и ее излучательные свойства являются важнейшими факторами, позволяющими усилить теплоотвод в окружающее пространство. В силу этого, в процессе создания перспективных высокоскоростных летательных аппаратов к актуальным задачам можно отнести теоретический анализ свойств тепловой защиты, а также разработку методов реализации экспериментальных отработок теплозащитных материалов и покрытий с целью повышения каталитических и излучательных свойств.

В текущей работе к целям относятся проведение анализа методов и средств исследования каталитических и излучательных свойств теплозащитных материалов высокоскоростных летательных аппаратов, а также рассмотрение постановки экспериментов по определению скорости каталитической рекомбинации и интегральной и монохроматической степеней черноты поверхности тепловой защиты.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Никитин П. В. Тепловая защита / Учебник высшей школы. Изд. МАИ, 2006 г., 510 с.
2. Никитин П. В., Сотник Е. В. Катализ и излучение в системах космических аппаратов / Изд. МАИ, 2013 г.
3. Зубко А. А., Мякочин А. С., Никитин П. В., Сотник Е. В., Побережский С. Ю. «Методы и средства исследования интенсивного теплообмена». Изд. МАИ, 2022 г.
4. Зубко А. А., Кожемяко А. С., Никитин П. В., Сотник Е. В. Методы и средства оптимизации физико-химических свойств углерод-углеродных композиционных материалов теплозащитного назначения / Тепловые процессы в технике, 2022 г.

5. Воронин В. Г., Залогин Г. Н. О механизме рекомбинации атомарного азота вблизи каталитической поверхности, обтекаемой диссоциированным воздухом. 1980 г.
6. Агафонов В. П., Вертушкин В. К., Гладков А. А., Полянский О. Ю. Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике / М., «Машиностроение», 1972 г.
7. Андерсон, Влияние каталитической активности поверхности на тепловой поток в окрестности критической точки, 1973 г.
8. Goulard R. On catalytic recombination rates in hypersonic stagnation heat transfer jet propulsion, 1958 г.

#### ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ ПОДВЕСКИ МОСТА

Коновалов И. С.

*НГТУ*

Современные тенденции строительства мостовых сооружений заключаются в увеличении длин пролетов как балочных, так и арочных, висячих или вантовых мостов; уменьшении толщин стенок пролетных строений; уменьшении габаритов поперечных сечений элементов мостов. Таким образом, в конструкции мостов появляются элементы большого удлинения и высокой гибкости с низким конструкционным демпфированием: ванты, подвески, пролетные строения. Такие элементы, как правило, являются плохообтекаемыми телами, подверженными одному или нескольким типам аэроупругой неустойчивости: вихревое возбуждение (вихревой резонанс), галопирование, срывной и изгибно-крутильный флаттер, бафтинг [1].

Существующие нормативные документы [2–4] регламентируют методики определения ветровых нагрузок, прогнозирования аэроупругих колебаний и способы уменьшения амплитуд колебаний. Тем не менее, имеются случаи нерасчетного поведения мостовых конструкций в ветровом потоке, связанные с аэроупругими явлениями [5]. Одним из таких случаев стали колебания стальных подвесок арочного моста на территории Российской Федерации, что в целом не является уникальным для подвесок арочных мостов в мире [6]. При умеренной силе ветра на нескольких центральных подвесках моста наблюдались колебания, которые могли вызвать значительные усталостные повреждения.

В рамках исследования выявлена природа аэроупругих колебаний подвески, найден аэродинамический способ уменьшения амплитуды колебаний. Исследования проводились на кафедре аэрогидродинамики (АГД) НГТУ, эксперименты — в аэродинамической трубе

T-503 НГТУ. Для экспериментов были использованы модель на упругой подвеске и консолю-закрепленная модель. Дополнительно обе модели оснащались демпферами, чтобы приблизить логарифмический декремент колебаний (ЛДК) модели к экспериментально измеренному ЛДК натурной подвески.

Было определено, что колебания подвески при умеренных скоростях ветра (~12 м/с) возникают вследствие вихревого резонанса, далее при увеличении скорости подвеска имеет склонность к галопированию. Относительная амплитуда колебаний модели при соответствующем демпфировании близка к наблюдаемой величине относительной амплитуды природы. Из набора типовых устройств гашения колебаний, представленных в ГОСТ [2] (Приложение Г), ни одно не дало требуемого уменьшения амплитуды колебаний. Для данной подвески был разработан и оптимизирован новый тип устройств. Результатом влияния устройств стало уменьшение амплитуд колебаний до величин, более чем на порядок меньших относительно изначальных значений (рисунок 1).

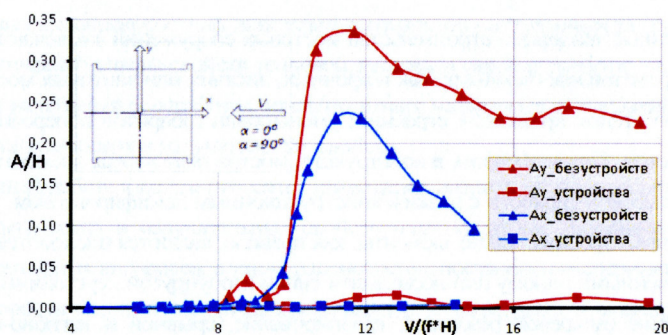


Рисунок 1 — Зависимости относительной амплитуды колебаний от относительной скорости воздушного потока для модели без устройств и с устройствами

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Симиу Э., Сканлан Р. Воздействие ветра на здания и сооружения. М., Стройиздат, 1984 г. 358 с.
2. ГОСТ 59625-2022 Дороги автомобильные общего пользования. МОСТОВЫЕ СООРУЖЕНИЯ. Правила расчета и подтверждения аэроупругой устойчивости. Утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 18 января 2022 г. 42 с.
3. Eurocode 1: Actions on structures. Part 1-4: General actions. Wind actions. EN 1991-1-4:2005 / European Standard. — Brussels, 2005 — 146 p.

4. ISO 4354 – 2009: Wind actions on structures / International standard. Second edition 2009-06-01.

5. Storebealt Suspension bridge — vortex shedding excitation and mitigation by guide vanes / Allan Larsen, Soren Eisdahl, Jacob E. Andersen, Tina Vejrum // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. vol. 88, 2000. Pp. 283–296.

6. Suangga M., Alvianus Y. Galloping performance of various shape of bridge hanger / IOP Conference Series Earth and Environment Science. 426 (2020) 012059. DOI: 10.1088/1755-1315/426/1/012059.

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА 3D-ПЕЧАТИ ПО ТЕХНОЛОГИИ FDM

Лопатин А. Н.<sup>1</sup>, Борисова В. Г.<sup>1</sup>, Смирнов Д. Н.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>СибНИИ им. С. А. Чаплыгина, <sup>2</sup>НГТУ

Для обеспечения качества и точности размеров деталей, изготавливаемых по технологии 3D-печати FDM (Fused Deposition Modelling), необходимо проведение численного моделирования процесса производства. Особенно актуально этот вопрос стоит для производства крупногабаритных деталей с применением высокопроизводительных режимов 3D-печати. В данной работе рассматривается применение программного комплекса Ansys для проведения численного моделирования. Выполнен ряд методических расчетов по 3D-печати цилиндрических образцов. Полученные данные о деформации образцов сравнивались с экспериментальными данными и фактической деформацией. В качестве исследуемого материала выступал ABS-пластик. Характеристики ABS-пластика при разных температурах описаны в работах [1, 2].

Численное моделирование процесса 3D-печати заключается в последовательном моделировании добавления нового расплавленного материала, его охлаждения, температурной усадки, возникающих при этом деформаций и напряжений [3].

В процессе FDM материал добавляется с помощью круглого сопла, которое следует по запрограммированной траектории и наносит полоски материала. Однако в определенных случаях, когда время печати одного слоя невелико и сопоставимо с временем затвердевания очередного слоя, допустимо моделировать процесс наплавления материала в виде мгновенного добавления всего слоя. Важным вопросом для моделирования FDM являются характеристики материала. В процессе печати материал детали проходит состояния от расплава



до комнатной температуры, при этом его свойства существенно меняются. Так, при температурах, близких к температуре плавления, важную роль играют характеристики текучести материала, роль которых в картине напряженного состояния резко снижается с охлаждением. Однако характеристики текучести материала практически не влияют на деформации печатаемой детали [4]. Главной же целью численного моделирования 3D-печати является определение деформаций, таким образом, в некоторых случаях можно пренебречь характеристиками текучести материала [5].

В итоге, для моделирования аддитивного процесса с целью определения деформаций необходимо знать следующие характеристики материала в зависимости от температуры: упругие характеристики, теплоемкость, коэффициенты теплопроводности внутри материала и с окружающей средой, коэффициент температурного расширения.

Для проверки вышеописанных допущений выполнен ряд численных экспериментов по моделированию 3D-печати. Также были изготовлены контрольные образцы методом 3D-печати по технологии FDM. Образцы представляют собой цилиндры разного диаметра от 40 до 100 мм и высотой 60 мм с толщиной стенки 2,8 мм. Образец и его расчетные деформации представлены на рисунке 1.

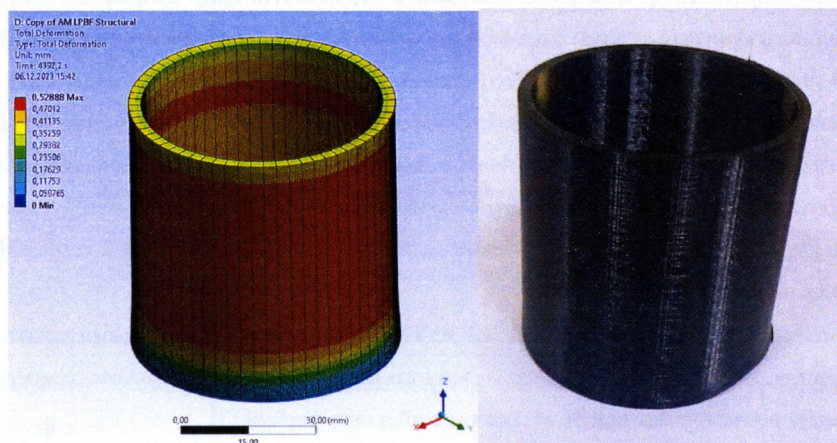


Рисунок 1 — Деформации цилиндрического образца диаметром 60 мм, полученные при численном моделировании, и напечатанный образец

Данные о деформациях образца, полученные численным и экспериментальным методом, хорошо согласуются между собой. Таким образом, можно сделать вывод, что принятые допущения возможно использовать для определения деформаций деталей в процессе

3D-печати пластиком по технологии FDM. В то же время напряжения достигают установленного предела текучести, что говорит о необходимости учета текучести материала и процессов релаксации напряжений.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Osa, Aitor Arriaga. Plasticity and impact test studies on thermoplastic materials, finite element analysis and experimental correlation / Doctoral thesis. London Metropolitan University, 2012.
2. Arriaga, A. Finite-element analysis of quasi-static characterisation tests in thermoplastic materials: Experimental and numerical analysis results correlation with ANSYS / A. Arriaga, J. M. Lazkano, R. Pagaldai, A. M. Zaldua, R. Hernandez, R. Atxurra, A. Chrysostomou // Polymer Testing, 2007. №26 (3). pp. 284–305. Doi: 10.1016/j.polymertesting.2006.10.012.
3. Kunc V. Numerical Simulation of Big Area Additive Manufacturing (3D-Printing) of a Full Size Car / V. Kunc, B. Compton, S. Simunovic, C. Duty // SAMPE Journal, 2015. №51 (4). pp. 27–36.
4. Савинов Д. В. Разработка методики расчета внутренних напряжений композитного изделия, изготовленного методом 3D-печати / Д. В. Савинов // XXVI Тулолевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодежная научная конференция, 9–10 ноября 2023 года: Материалы конференции. Сборник докладов. — Казань: ИП Сагиев А. Р., 2023.
5. Song, J. Experiments and numerical modelling of solid state sintering for 316L stainless steel components / J. Song, J. C. Gelin, T. Barrière, B. Liu // Journal of Materials Processing Technology, 2006. 177 (1–3). pp. 352–355. Doi: 10.1016/j.jmatprotec.2006.04.111.

#### РАЗРАБОТКА И ИЗГОТОВЛЕНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОГО БЕСПИЛОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА «САРМА»

Матвеев Д. А., Мешков А. А., Овсянников И. А.

НГТУ

В настоящее время во многих отраслях промышленности России, среди которых предприятия агропромышленного комплекса, нефтегазовые предприятия, сфера строительства, наблюдается высокий спрос на беспилотные авиационные системы (БАС). При широком применении нужно снижать стоимость. Последние тенденции в области изготовления

сверхлегких летательных аппаратов — это широкое применение угольных композиционных материалов, имеющих высокую стоимость. Для примера можно рассмотреть сверхлегкий планер немецкого производства «Архиоптерикс», вес которого составляет 57 кг, стоимость машины в минимальной комплектации составляет 78 300 евро или 7 718 563,21 рублей по текущему курсу. 1 кг «Архиоптерикса» стоит 135 414 рублей, что является высоким ценовым показателем, вес 1 кг для сверхлегких самолетов находится в пределах 50 000 руб. Очевидно, что для потребителя подобный аппарат будет дорогим.

Для удешевления производства необходимо применять более доступные и дешевые материалы. Такими материалами выступают алюминиевые сплавы. Они значительно дешевле, чем композиты, при этом хорошо поддаются формоизменяющим операциям.

Целью представляемого проекта является разработка доступной технологии изготовления, позволяющей за короткий срок построить беспилотный летательный аппарат грузоподъемностью 100 кг для нужд различных отраслей.

В настоящее время в Студенческом Конструкторском Бюро ФЛА НГТУ [1] идет разработка [2] и изготовление универсального беспилотного воздушного судна «Сарма», в основе которого лежит использование клеено-клепальных [3] соединений деталей, изготовленных с помощью штамповки [4] и термоформовки из листов Д16Т и ПЭТГ.

Ключевые технологии планера «Сарма-2»:

- лазерный раскрой листов,
- гибка заготовок,
- гидроформовка алюминиевых заготовок,
- анодирование деталей,
- термоформовка ПЭТГ,
- склейка и клепка,
- сварка.

Из дюралюминиевого сплава Д16Т листового проката толщиной 0,5 мм изготавливаются следующие детали планера: обшивка и шпангоуты хвостовой балки, полки и стенки лонжеронов крыла и оперения, силовые нервюры крыла. Из проката АД10 и АМГ6 изготавливаются элементы фюзеляжа и шасси. Из ПЭТГ 0,5 мм изготавливаются: обшивка [5], силовые нервюры крыла и оперения.

Выводы

Применение клеено-клепальных дюралюминиевых конструкций и использование ПЭТГ позволило снизить стоимость 1 кг конструкции до 16 000 рублей, что практически

в 10 раз меньше, чем у зарубежных аналогов, и в 3–5 раз меньше, чем у Российского производства.

На данный момент с использованием обозначенных технологий изготовлены такие узлы летательного аппарата, как хвостовая балка, хвостовое оперение, фюзеляж, крыло. Освоена технология получения наборных силовых элементов, в частности, лонжерона крыла. Изготовлена вся необходимая оснастка для получения изделий из дюралюминия и ПЭТГ, отработан техпроцесс их получения. Для отдельных обтекателей успешно применены аддитивные технологии.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Студенческое конструкторское бюро (СКБ) факультета летательных аппаратов // [Электронный ресурс], 2020. URL: <http://craft.nstu.ru/skb/>.
2. Чумак П. И. Расчет, проектирование сверхлегких самолетов // В. Ф. Кривокрысенко. М.: Патриот, 1991. — 238 с.
3. Капеллошник И. И. Технология склеивания деталей в самолетостроении // Михалев И. И. М.: Машиностроение, 1979. — 159 с.
4. Обработка металлов давлением // Вып. 9. Межвузовский сборник. Свердловск, изд. УПИ им. С. М. Кирова, 1982. 160 с.
5. Zverkov I. D., Kryukov A. V. Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicles with the use of a wavy surface. Problems and prospects // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2021. Vol. 62. No. 3.

#### ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ С ОТКРЫТОЙ АРХИТЕКТУРОЙ

Моисеев Е. А., Парубин Д. Ю.

*ОКБ Сухого*

В существующих системах воздушного охлаждения (СВО) бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) используется трубопроводная разводка для подведения охлаждающего воздуха в требуемом количестве к потребителям, то есть блокам РЭО. Необходимое количество подводимого расхода воздуха в единицу времени, как правило, определяется разработчиком того или иного блока РЭО и согласовывается с головным разработ-

чиком летательного аппарата. В свою очередь, разработчик летательного аппарата закладывает в конструкцию трубопроводной разводки диаметры трубопроводов, соответствующие номинальным расходам.

Распределение расходов осуществляется дросселированием различных участков трубопроводной сети стационарными местными сопротивлениями с учетом минимизации гидравлического сопротивления. Единожды установленные местные сопротивления обычно уже не подлежат изменению в процессе эксплуатации, то есть сеть системы охлаждения не является сетью «открытой архитектуры». Добавление или исключение потребителей влечет за собой выполнение трудоемкой и сложной процедуры отработки распределения расходов охлаждающего воздуха по всем потребителям на самолете или на специальном стенде.

Такие факторы, как отсутствие обратной связи по тепловыделению потребителей БРЭО; непостоянство массового расхода в системе кондиционирования (СКВ) вследствие работы двигателя на разных режимах и в разных климатических условиях; различного рода отказы и неисправности, влияют на условия работы блоков РЭО, на их тепловое состояние и, соответственно, на необходимую интенсивность их охлаждения. На данный момент некоторые блоки РЭО уже имеют встроенные датчики температуры для внутреннего контроля своего теплового состояния. Однако функционал использования этого сигнала не выходит за рамки изделия и служит главным образом для алгоритмов отключения блока РЭО от электропитания.

Для обеспечения надежного охлаждения БРЭО ЛА во всем диапазоне рабочих температур и тепловых нагрузок в данной работе рассматривается вариант системы охлаждения с «открытой архитектурой», то есть адаптивной к «запросам» потребителей РЭО. Построение «адаптивной» системы воздушного охлаждения требует в обязательном порядке оснащения наиболее уязвимых к перегреву блоков РЭО датчиками температуры, а также реализации механизмов управления расходом воздуха. В качестве следующих механизмов управления расходом воздуха рассматривается использование заслонок или диафрагм с электрическим цифровым сервоприводом. На основе результата сравнения температурных характеристик БРЭО в вычислителе СВО привод серводвигателя корректирует положение заслонки в соответствии с текущим тепловым состоянием блока РЭО таким образом, чтобы значение с внутреннего датчика стало как можно ближе к значению внешнего управляющего параметра. Тем самым обеспечивается гибкое регулирование и экономное использование подводимого к блокам РЭО охлаждаемого воздуха. Применение перспективной СВО

с «открытой архитектурой» позволит наиболее эффективно использовать хладоресурс охлаждающего воздуха.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, В. А. Спарин, И. В. Хромова; под ред. А. В. Чичиндаева. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019. — 319 с. (Серия «Учебники НГТУ»).
2. Электродвигатели приборных устройств. Буцев А. А. Учебное пособие; под ред. Баранова В. Н. — Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1999. — 64 с.
3. Проектирование самолетов / под ред. М. А. Погосяна — 5-е изд., перераб. и доп. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 864 с.

## РЕШЕНИЕ СТАЦИОНАРНОЙ ЗАДАЧИ О ДВИЖЕНИИ ПЛАСТИНЫ ТИПА ТИМОШЕНКО С ГРАНИЧНЫМИ УСЛОВИЯМИ, ОТЛИЧНЫМИ ОТ ШАРНИРНЫХ, В УПРУГОЙ СРЕДЕ

Секерин П. А.

*ОКБ Сухого*

Рассматривается двумерная задача виброзащиты фундаментов зданий от вибраций в результате воздействия волн, индуцированных в грунте. В качестве модели вибропоглощающего барьера берется пластина типа Тимошенко.

Решение поставленной задачи находится как сумма решений задачи о вибропоглощающих свойствах бесконечной преграды в грунте и сверток функций влияния, полученных для бесконечной пластины, с неизвестными компенсирующими нагрузками. Последние определяются таким образом, чтобы в заданных точках бесконечной пластины удовлетворялись граничные условия, соответствующие жесткому защемлению. В качестве компенсирующих нагрузок выступают сосредоточенные силы и моменты.

На первом этапе главной задачей является получение перемещения средней линии пластины под воздействием плоской гармонической волны. На втором этапе для определения функций влияния прикладываем дельта-функции Дирака и решаем соответствующую систему уравнений.

Далее необходимо найти перемещение пластины как свертку функции влияния с внешними силовыми факторами. Величины определяются исходя из граничных условий.

Проработано решение краевых задач с жестко закрепленными граничными условиями для пластины типа Тимошенко. Решение искалось аналитически с помощью методов функций влияния и компенсирующих нагрузок. Определены перемещения средней линии пластины с различными граничными условиями. Найдены функции влияния сил и моментов, необходимые для обеспечения граничных условий в заданных точках. Исходя из заданных нами условий найдены функции влияния для жесткого защемления краев пластины. Для верификации метода были предоставлены графики зависимости перемещения средней линии пластины для шарнирного и жесткого закрепления. В них выявлено соответствие граничным условиям закрепления.

## ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ СТРАТОСФЕРНОГО ПЛАНЕРЛЕТА

Семухин Р. И., Мохов Ю. В.

*НГТУ*

С 1930-х годов XX века человечество пытается активно осваивать стратосферу. В рамках технических возможностей создаются исследовательские, военные, коммерческие и гуманитарные проекты с использованием стратосферных летательных аппаратов (ЛА).

### Анализ существующих решений

Для изучения данной проблемы проанализировано множество стратосферных самолетов и планеров [1–3]. Выявлены характерные их особенности: высокое аэродинамическое качество, малая нагрузка на крыло [1, 4], большое удлинение [5]. Такие особенности обусловлены полетом в разреженном воздухе, где потребная мощность резко увеличивается, а располагаемая — падает [2, 5]. Добавляется также проблема снижения удельной мощности [1, 4] лобой воздухозависимой силовой установки самолета при работе в стратосфере. Адаптация воздухозависимого двигателя для работы в стратосфере ограничивает возможности ЛА [3], а значит необходимо применять воздухонезависимые двигатели с соответствующими источниками питания. Были выявлены следующие основные решения.

### Применение топливных элементов

Проблема малой удельной емкости аккумуляторных батарей и значительной их массы приводит к необходимости анализа других путей аккумулирования энергии. Одним из решений могут быть топливные элементы. Они вырабатывают электроэнергию и тепло с помощью происходящей электрохимической реакции, используя электролит, катод и анод [2].

Получаемая электрическая энергия используется для работы силовой установки и оборудования. КПД топливных элементов достигает 70 %. Топливные элементы совместно с солнечными батареями были применены на самолете Helios [2]. По показателю удельной энергоемкости они превосходят аккумуляторы (>470 Вт·ч/кг). Главный недостаток — невозможность возобновления в полете запасов водорода и кислорода для такого типа ЛА.

### Применение солнечных батарей

Данная технология наиболее широко применяется в высотных стратосферных БПЛА по причине способности поддерживать длительный полет, забирая энергию извне. Но есть и недостатки: КПД батарей 22 %, удельная масса кремниевых солнечных батарей обычно составляет 0,84–1,35 кг/м<sup>2</sup>, а удельная мощность — 140–150 Вт/кг [3].

### Выводы

Низкие удельные мощности силовой установки стратосферного планерлета позволяют применять нестандартные силовые установки, не использующие ископаемого топлива. Однако на данный момент наиболее хорошо изучены и применены только две схемы: стратосферный планерлет с питанием от солнечных батарей и стратосферный планерлет с питанием от водородных топливных элементов. Существует еще целый ряд маломощных установок, которые, на взгляд авторов, могли бы обеспечить горизонтальный полет планерлета на большой высоте, например, двигатели Стирлинга, паровые двигатели на низкокипящих жидкостях, электрические двигатели на термоэмиссионных элементах или на элементах Пельтье. Однако их увязка с конструкцией крыла большого удлинения и конструктивное исполнение привода пропеллера представляет собой непростую инженерную задачу, требующую изобретательских решений и предварительной оценки эффективности, на что и будут направлены дальнейшие научные изыскания.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: учебное пособие для авиационных вузов. — Москва: Машиностроение, 1995. — 415 с.
2. Самойловский А. А. Методика формирования облика беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии / дис. канд. техн. наук Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов: 05.07.02. — М., 2016. — 148 с.
3. Клименко Н. Н. Предварительное проектирование псевдокосмических летательных аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости // Вестник НПО имени С. А. Лавочкина. № 1, 2015. С. 55–65.

4. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. — М.: Машиностроение, 1977.

5. Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: [учебник для вузов гражданской авиации] / Л. Ф. Николаев. — М.: Транспорт, 1990. — 392 с.

#### РАЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТОНКОСТЕННЫХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ СЛОИСТОГО КОМПОЗИТА ПО УСЛОВИЯМ ПРОЧНОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ

Терехова Е. С., Бадрухин Ю. И., Беспалов В. А.

*СибНИИ им. С. А. Чаплыгина*

От выбора конструктивно-силовой схемы силовых панелей элементов летательных аппаратов зависит масса конструкции, ее жесткость, надежность и т. д. Несущая способность тонкостенных панелей в большей степени определяется устойчивостью и, поскольку композиты имеют высокие прочностные характеристики, обеспечение устойчивости часто создает запас прочности. Использование слоистых композитов существенно усложняет процесс выбора параметров панелей минимального веса, удовлетворяющих условию прочности и устойчивости, поскольку жесткостные характеристики сильно зависят от расположения слоев в пакете.

Разработан алгоритм выбора рациональных параметров (АВРП) тонкостенных несущих панелей из слоистого композита по условиям минимума веса, прочности, устойчивости. Для ускорения работы алгоритма получены аналитические выражения для определения критической нагрузки потери устойчивости неподкрепленной и дискретно подкрепленной стрингерами композитной панели при комбинированном нагружении.

Для верификации аналитических решений проводилось сравнение критических нагрузок потери устойчивости с результатами конечно-элементного анализа. Получены удовлетворительные результаты. Более подробный анализ приведен в [1].

Для валидации АВРП были изготовлены неподкрепленные (О1–О3) и стрингерные (О4–О6) панели с укладками трех типов: оптимизированная укладка, неоптимизированная укладка, оптимизированная и сбалансированная укладка.

В таблице 1 приведены геометрические характеристики образцов. В таблице 2 приведены критические нагрузки и укладки образцов. В таблицах введены следующие обозначения:  $L$  — длина панели,  $B$  — ширина панели,  $h$  — толщина панели и стрингеров,  $h_{стр}$  —

высота стрингера,  $n_{стр}$  — количество стрингеров,  $\varepsilon_i$  — интенсивность деформации,  $P_{кр}$  — критическая сила, полученная с помощью аналитического решения,  $P_{кр}^{МКЭ}$  — критическая сила, полученная с помощью МКЭ,  $\delta$  — относительная погрешность между  $P_{кр}^{МКЭ}$  и  $P_{кр}$ .

Таблица 1 — Геометрические характеристики образцов

Тип	$L$ , мм	$B$ , мм	$h$ , мм	$h_{стр}$ , мм	$n_{стр}$
О1–О3	1000	600	6,76	—	—
О4–О6	900	500	2,34	22	8

Таблица 2 — Критические нагрузки для образцов панелей

Тип	Укладка	$\varepsilon_i$ , %	$P_{кр}$ , кгс	$P_{кр}^{МКЭ}$ , кгс	$\delta$ , %
О1*	$[(\pm 45)_3 / (0)_6 / 90 / (0)_6 / 90 / (0)_6]_s$	0,05	24 720	22 592	–9,4
О2	$[\{45/90/-45/0/0\}_3 / \{45/0/0/-45\}_2 / 0/0/0]_s$	0,06	23 700	22 800	–3,9
О3**	$[45/90/-45/(0)_6 / 45/90/-45/(0)_6 / 45/(0)_6 / -45]_s$	0,05	24 480	22 100	–11,9
О4*	$[45/(0)_8]_s$	0,157	30 840	28 750	–7,3
О5	$[45/90/-45/0/0/0/45/0/0]_s$	0,214	24 025	23 475	–2,3
О6**	$[\pm 45/(0)_7]_s$	0,186	28 820	27 700	–4,0

Примечание: \* — оптимизированная укладка, \*\* — оптимизированная и сбалансированная укладка

На данный момент проведены испытания двух образцов типа О5.

По результатам валидации и верификации аналитических выражений для определения критической силы панелей из композиционных материалов установлено, что экспериментальная критическая нагрузка для образцов типа О5 ниже нагрузки, полученной в аналитическом решении, на 16,6–18,2 %.

Однако аналитическое решение предполагает идеальные граничные условия. Для учета упругих граничных условий выполнен конечно-элементный анализ устойчивости образца в оснастке. Моделирование оснастки приводит к уменьшению погрешности до 1,0–2,4 % по сравнению с  $P_{кр}^{МКЭ}$ .

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- Бадрухин Ю. И., Терехова Е. С. О формировании пакетов из слоистого композита в несущих тонкостенных конструкциях // Краевые задачи и математическое моделирование. Тематический сборник научных статей. Новокузнецк, 2023. С. 8–15.
- Phillips B. J. Multidisciplinary optimization of carbon fiber reinforced plastic wing cover / Thesis of the requirements for the degree of Engineering Doctorate. Cranfield University. Cranfield. UK, 2009.

Тоекин В. А.

*СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

Натурные испытания агрегатов самолета — обязательная стадия обеспечения сертификации конструкции планера, шасси и механических систем самолета по условиям статической и усталостной прочности. Испытания проводятся в обязательном порядке, несмотря на то что на этапе проектирования летательного аппарата проводится внушительный объем расчетных и экспериментальных исследований. Причина такого требования в том, что испытания конструкции в натуральную величину по программе, которая достаточно полно отражает весь спектр эксплуатационных нагрузок, позволят воспроизвести напряженно-деформированное состояние конструкции, максимально близкое к реальному. После этого, определив соответствие прочностных характеристик авиационным правилам, можно выявить слабые места конструкции и разработать рекомендации по их доработке.

Гермоотсеки также подвергаются ресурсным испытаниям. К ним относятся фюзеляж, топливные баки, кабина экипажа. Согласно данным ЦАГИ, до 30 % усталостных разрушений конструкций летательных аппаратов приходится на усталостное разрушение герметических отсеков, которые нагружаются в основном за счет внутреннего давления. Поэтому очень важно выявить все недостатки конструкции на этапе испытаний и оперативно их устранить. Для этого разработаны специализированные пневматические системы, предназначенные для создания избыточного давления в испытуемом отсеке и моделирования всего спектра эксплуатационных нагрузок. В состав данной системы входит клапан, нагнетающий воздух в испытуемую герметическую емкость по заданной программе.

Целью данной работы является расчет и проектирование запорно-регулирующего дискового клапана системы воздушного нагружения авиационных конструкций.

Актуальность данного проекта состоит в том, что совершенствование авиационной техники требует как совершенствования испытательных систем в целом, так и испытательного оборудования в частности.

В соответствии с целью можно выделить несколько задач, которые необходимо выполнить в рамках данного проекта:

- дать общую характеристику системы циклического воздушного нагружения гермоотсеков и кабин;
- рассмотреть технику испытаний, которая применялась в прошлом и применяется

в данный момент;

- рассчитать и спроектировать клапан воздушного нагружения в соответствии с техническим заданием;
- разработать инструкцию по охране труда для слесарей-испытателей, эксплуатирующих воздушную систему нагружения гермоотсеков;
- рассчитать коммерческую эффективность запорно-регулирующего дискового клапана.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авиационные правила. Часть 25. — 3-е изд. с поправками 1–6. — Москва: ОАО «АВИАИЗДАТ», 2009. — 274 с.
2. Сабельников В. И. Сборник справочных материалов гидравлических и пневматических систем нагружения лаборатории испытания авиационных конструкций / И. Н. Медведев, А. В. Пинер, И. Н. Горяинов — 3-е изд., перераб. и доп. — Новосибирск: «ФГУП СибНИА им. С. А. Чаплыгина», 2014. — 229 с.
3. Испытательные комплексы и стенды для исследования агрегатов и систем летательных аппаратов: монография / А. Н. Серьезнов, В. И. Сабельников, Ю. В. Колеватов, Д. И. Суворкин. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. — 206 с.

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗЦОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА АСМ102-130UD С ПОМОЩЬЮ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ, УЛЬТРАЗВУКА, ФРАКТОГРАФИИ

Шейфер С. В.<sup>1,2</sup>, Степанова Л. Н.<sup>1,3</sup>, Чернова В. В.<sup>1,3</sup>

<sup>1</sup>СибНИА им. С. А. Чаплыгина, <sup>2</sup>НГТУ, <sup>3</sup>СГУПС

Обязательным условием допуска производимых воздушных судов к летным испытаниям, сертификации и эксплуатации является проведение неразрушающего контроля (НК) на стадиях производства и эксплуатации деталей и конструкций, применяемых в авиационной технике. Сейчас в авиационных конструкциях композиционные элементы составляют до 50 % от общей массы изделия, и эта цифра только растет. В настоящее время эффективно используют полимерные композиционные материалы (ПКМ) в конструкциях высоконагруженных агрегатов воздушных судов: кессонах килля, стабилизатора и крыла, а также в силовых отсеках фюзеляжа. В настоящее время наибольшей популярностью обладают акустические и рентгеновский методы НК, которые используются в 60 % случаев контроля [1].

Для проведения исследований подготовлены к испытаниям образцы из углепластика АСМ102С-130UD, изготовленные автоклавным и вакуумным формованием.

Проведены статические испытания образцов с применением тензометрии и акустической эмиссии. Выполнен ультразвуковой контроль образцов, изготовленных методом вакуумного и автоклавного формования до и после проведения статических испытаний. Выполнена фрактография образцов.

Ультразвуковой контроль образцов показал наличие производственных дефектов в изделиях, изготовленных методом вакуумного формования, и отсутствие их в образцах, выполненных в автоклаве.

Предполагаются дальнейшие исследования связи внутренних дефектов образцов из углепластиков, полученных в результате прочностных испытаний, с основными параметрами акустических сигналов (АЭ и УЗ) [2].

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Влияние основных типов дефектов в монолитных образцах из ПКМ, выявляемых с использованием ультразвукового контроля, на прочностные характеристики материала / М. В. Григорьев [и др.] // Сварка и диагностика, 2015. № 1. С. 11–13.
2. Научно-технический отчет «Методы контроля, используемые при определении дефектов в авиационных композиционных конструкциях» Шейфер С. В., Степанова Л. Н., Чернова В. В. // НТО.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МАЛЫХ УГЛОВ АТАКИ НА ПОЛОЖЕНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ С ДОЗВУКОВОЙ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКОЙ ПРИ $M = 2$ И $2,5$

Шипуль С. А., Семенов Н. В.

ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН

Исследования выполнены с целью изучения влияния малых углов атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода и на развитие возмущений в пограничных слоях на стреловидных крыльях при сверхзвуковых скоростях потока. Данные исследования имеют практический интерес, так как подобные течения реализуются при обтекании крыла самолета и необходимы для создания инженерных методов предсказания перехода. В работе [1] приведен обзор на современное состояние исследований по влиянию малых углов атаки на развитие возмущений в пограничном слое стреловидных крыльев.

Эксперименты выполнены в малошумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН. Измерения проведены на модели стреловидного крыла с изменяемой

длиной хорды вдоль размаха крыла (хорда у основания — 500 мм и 200 мм — в конце крыла). Угол стреловидности передней кромки составляет  $72^\circ$ , задней —  $58^\circ$ , что при  $M = 2$  и  $2,5$  соответствует случаю дозвуковой передней кромки. Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Более подробно автоматизированная система сбора данных, процедура обработки данных и методика определения абсолютных значений пульсаций массового расхода  $\langle m \rangle$  описана в [2]. В результате измерений определялась зависимость амплитуды возмущений от числа Рейнольдса  $Re_x = Re_l \times \chi$ .

Выполнено экспериментальное исследование влияния угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла с углом стреловидности  $\chi = 72^\circ$  при  $M = 2$  и  $2,5$ .

На рисунке 1 представлена зависимость числа Рейнольдса перехода от угла атаки при различных числах Маха для двух моделей крыла: стреловидное крыло с дозвуковой передней кромкой ( $\chi = 72^\circ$ ) и сверхзвуковой передней кромкой ( $\chi = 45^\circ$ ) [1].

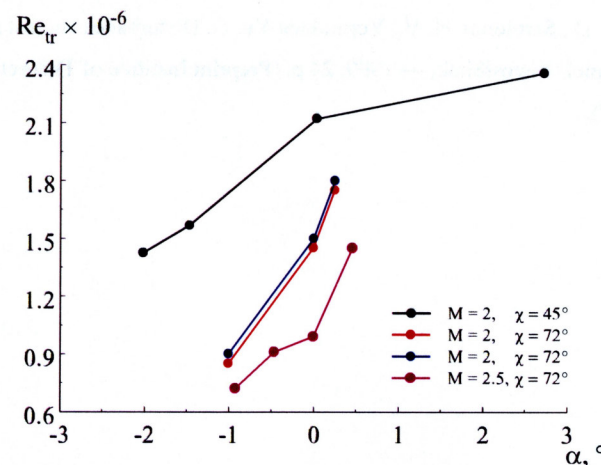


Рисунок 1 — Зависимость числа Рейнольдса перехода от угла атаки для различных чисел Маха

Показано, что изменение угла атаки оказывает сильное влияние на число Рейнольдса перехода. При числах Маха  $M = 2$  и  $2,5$  для модели крыла с  $\chi = 72^\circ$  изменение угла атаки приблизительно от  $-1^\circ$  до  $0,5^\circ$  приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода в два раза, что говорит о сильном влиянии угла атаки на положение точки перехода для данной модели крыла. В то же время для модели крыла с  $\chi = 45^\circ$  изменение угла атаки от  $-2^\circ$  до  $3^\circ$  приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода приблизительно в полтора раза. Это го-

говорит о том, что угол атаки оказывает более сильное влияние на положение перехода на модели с дозвуковой передней кромкой, нежели на модели со сверхзвуковой передней кромкой. Также при  $M = 2$  показано, что переход на модели крыла с  $\chi = 72^\circ$  наступает при меньших числах Рейнольдса, чем на модели крыла с  $\chi = 45^\circ$ . Полученные в экспериментах данные будут полезны при создании современных методов предсказания положения перехода на стреловидных крыльях при сверхзвуковых скоростях.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Y. G., Smorodsky B. V., Kolosov G. L., Yatskikh A. A., Semenov A. N. The influence of moderate angle-of-attack variation on disturbances evolution and transition to turbulence in supersonic boundary layer on swept wing // *Journal of Aerospace Engineering: Part G. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers.* — 2020. — No 234(1). P. 96–101. DOI: 10.1177/0954410019852804.
2. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, — 1999, 24 p. (Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics, № 6-99).



---

Подписано в печать 15.12.2023

Формат 60×84/16 объем 1,86 усл. печ. л.

Тираж 56 экз.

Заказ № 40-2023

Отпечатано в СибНИА

ISBN 978-5-6043216-7-6



9 785604 321676