

На правах рукописи



БОЛЬШИХ АЛЕКСАНДР АНДРЕЕВИЧ

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТОЛСТОСТЕННОГО
КОМПОЗИТНОГО КЕССОНА КРЫЛА ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНОГО
ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С УЧЕТОМ ДЕФЕКТОВ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2024

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» МАИ (НИУ)

Научный Митрофанов Олег Владимирович

руководитель: доктор технических наук, доцент

Официальные Лимонин Михаил Валерьевич

оппоненты: кандидат технических наук, заместитель начальника отделения «Статическая и тепловая прочность летательных аппаратов», Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского» ЦАГИ, МО, г. Жуковский

Азаров Андрей Валерьевич

доктор технических наук, главный научный сотрудник Акционерного общества «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» (АО «ЦНИИСМ»), МО, г. Хотьково

Ведущая Федеральное государственное бюджетное образовательное
организация: учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА), г. Москва

Защита диссертации состоится «19» декабря 2024 года в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=182691

Автореферат разослан « ___ » _____ 2024 года.

Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4. Ученый совет МАИ.

Учёный секретарь
диссертационного совета
24.2.327.09, к.т.н.



Д.Ю. Стрелец

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Сегодня невозможно назвать области технических систем, где не применяются композитные конструкции. Авиастроение считается передовой отраслью по темпам внедрения композиционных материалов. Во всем мире ведётся внедрение композиционных материалов в элементы конструктивно-силовых схем (КСС) самолетов, в том числе и в широкофюзеляжные дальнемагистральные, такие как Boeing 787 Dreamliner, Airbus A350 XWB и проектируемый перспективный российско-китайский самолет CR929 (Рисунок 1).

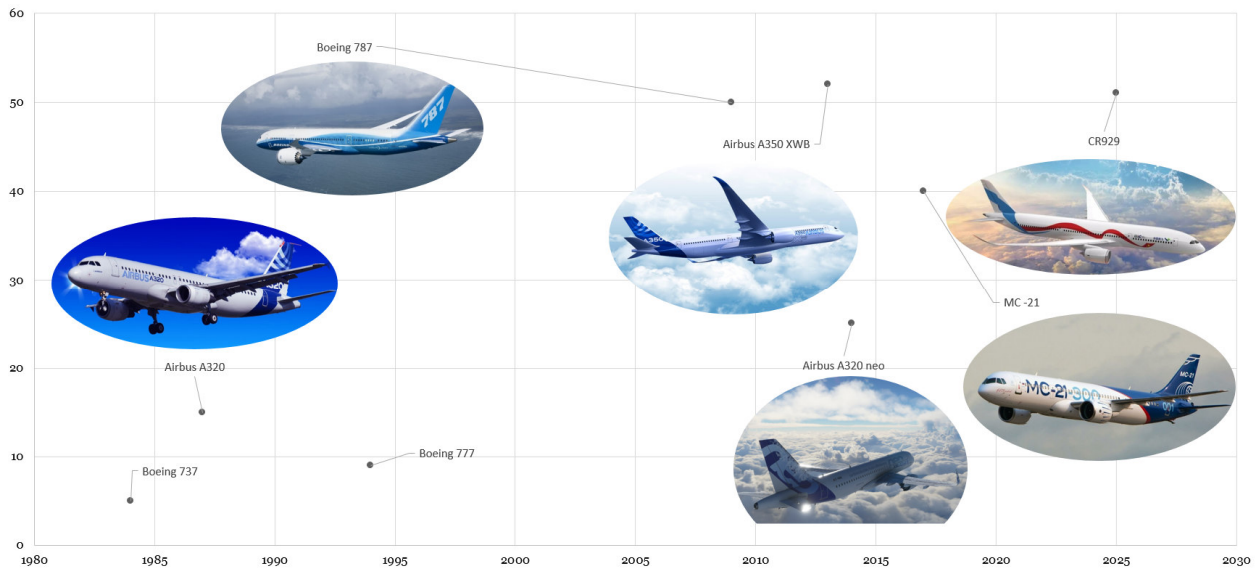


Рисунок 1 – Использование композитных материалов в гражданской авиации

Основной особенностью таких самолетов является применение в кессонах крыльев панелей больших толщин, что усложняет процесс сертификации и расчета, т.к. для больших толщин не работает классическая теория пластин в связи с большим значением нормальных и сдвиговых напряжений, которые данная теория не учитывает.

Отдельно стоит вопрос исследования ударной и остаточной прочности изделий, выполненных из композиционных материалов (КМ), так как, во-первых, существует большое число источников ударных повреждений в эксплуатации ЛА, во-вторых композитные конструкции более подвержены повреждению из-за удара, в отличие от металлических в связи с наличием межслоевого интерфейса, разрушающегося при растягивающих и сдвигающих нагрузках низкой интенсивности. При этом данные повреждения могут быть трудно обнаруживаемыми как при визуальном, так и при инструментальном неразрушающем контроле. Также, из-за необходимости соответствия авиационным правилам (АП 25.571) прочность композитных конструкций во многом определяется их способностью выдерживать определенные уровни нагрузки после восприятия удара (остаточная прочность) в

зависимости от категории повреждения. В основе современного подхода к обеспечению прочности лежит классификация ожидаемых в эксплуатации повреждений по пяти категориям. Первым уровнем в представленной классификации являются повреждения, которые могут быть не обнаружены в ходе плановых осмотров (дефекты 1-ой категории). Согласно рекомендательному циркуляру АС 20-107В они могут возникнуть как входе эксплуатации самолета, так и быть производственными дефектами. Данным видам повреждения во многом подвержены обшивки ЛА. Согласно классификации, конструкции с таким повреждением должны выдерживать расчетную нагрузку в течении одного проектного ресурса. В связи с этим существует необходимость в надежном определении уровня эксплуатационной ударной нагрузки (энергии удара), приводящей к повреждениям 1-ой категории как на этапе проектирования ЛА, так и при его эксплуатации, так как это необходимо для проектирования конструкций, определения свойств композитных материалов, толщин и необходимых укладок.

Перечисленные актуальные задачи требует проведения дополнительных расчетных, расчетно-экспериментальных, эмпирических и аналитических исследований, разработки методики проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов.

Решение сформулированных задач позволит сформировать научно – технический задел для внедрения предложенной методики в отечественные конструкторские бюро при проектировании композитных кессонов крыла как широкофюзеляжных дальнемагистральных самолётов, так и самолетов, в конструкции несущих систем которых применяются композитные обшивки больших толщин, что позволит ускорить процесс проектирования крыла, а также потенциально снизить массу летательного аппарата.

Степень разработанности темы исследования

Большой вклад в разработку методов расчета композитных конструкций внесли Н.А. Алфутов, С.А. Абмарцумян, В.В. Болотин, В.В. Васильев, Г.А. Ванин, А.Н. Гузь, А.А. Дудченко, А.Н. Елпатьевский, В.И. Королев, С.Г. Лехницкий, А.К. Малмейстер, Ю.В. Немировский, И.Ф. Образцов, Б.Е. Победря, В.Д. Протасов, Ю.Н. Работнов, Р.Б. Рикардс, Ю.М. Тарнопольский и многие другие.

Фундаментальными исследованиями по расчету композитных панелей на потерю устойчивости с учетом деформаций поперечного сдвига занимались В.В. Васильев, Н.А. Алфутов, Л.И. Балабух, Л.М. Гавва, М.В. Лимонин. В рамках расчетов на потерю устойчивости композитных панелей с учетом деформаций поперечного сдвига не решена задача по потере устойчивости композитных панелей при сдвиге.

Оптимальным проектированием композитных панелей кессона крыла по условиям прочности и устойчивости занимались О.В. Митрофанов, Л.М. Гавва, М.В. Лимонин, В.М. Андриенко, Г.Н. Замула, В.А. Белоус.

Фундаментальные исследования и экспериментально статистические исследования активно внедряли Ю.М. Фейгенбаум, С.В. Дубинский, Д.Г. Божевалов и другие исследователи. Расчетно-экспериментальными исследованиями по моделированию процессов роста поврежденности и деградации механических свойств композитов занимались А.А. Дудченко, С.А. Лурье, В.В. Болотин и другие исследователи. Тематика диссертационной работы относится к ранним этапам проектирования композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов, а также с учетом проработки расчетных, расчетно-экспериментальных, эмпирических и аналитических задач.

Цель работы

Разработка методики проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов при ограничениях по статической прочности и по устойчивости, а также сжимающих и сдвиговых нагрузках с учетом деформаций поперечного сдвига.

Для достижения поставленной цели сформулированы **следующие задачи:**

1. Разработать методику параметрической оптимизации толщин и шага стрингеров кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов, полученных при низкоскоростных ударных воздействиях;
2. Разработать и апробировать методику математического моделирования композитных панелей больших толщин с реализацией трехмерного напряженно-деформированного состояния;
3. Разработать методику по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий;
4. Выполнить аппроксимацию с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сжимающих и сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига;
5. Выявить эмпирический дополнительный коэффициент запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом низкоскоростных ударных воздействий.

Таким образом, предлагаемая в работе общая методика определения параметров несущих панелей кессона крыла широкофюзеляжного

дальнемагистрального самолета включает указанные выше методики проектирования.

Объектами исследования являются несущие композитные панели больших толщин конструкции планера широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта. В работе рассмотрены панели самолетов с максимальным взлетным весом до 260 тонн, которые могут быть спроектированы по авиационным правилам АП-25.

Предмет исследования

Определение рациональных параметров несущих панелей больших толщин из композитных материалов с учетом дефектов при ограничении по статической прочности и устойчивости при сжимающих и сдвиговых нагрузках.

Научная новизна

- Предложена и апробирована новая методика математического моделирования композитных панелей больших толщин с реализацией трехмерного напряженно-деформированного состояния;
- Предложена методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий;
- Получена новая аппроксимация с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сжимающих и сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига;
- Выявлен эмпирический дополнительный коэффициент запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом низкоскоростных ударных воздействий;
- Предложена новая методика параметрической оптимизации толщин и шага стрингеров кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов, полученных при низкоскоростных ударных воздействиях.

Теоретическую значимость исследования составляют:

- Полученные в работе эмпирические решения по определению дополнительного коэффициента запаса для ортотропных панелей, которые могут стать основой для соответствующих методик проектирования по потере устойчивости;
- Полученная аппроксимация с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига, которая является дополнением для существующей методологии проектирования ортотропных панелей по потере устойчивости при сжатии;

- Полученная методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий, которая является дополнением для существующей методологии проектирования ортотропных панелей по потере устойчивости при сжимающих и сдвиговых нагрузках.

Практическая значимость исследований состоит:

- В возможности определения оптимальных параметров ортотропных композитных панелей больших толщин с учетом дефектов на ранних этапах проектирования, когда переменными параметрами могут быть толщины панелей, ширина панелей, а также шаг стрингеров при заданных погонных нагрузках;
- В возможности выполнения математических и аналитических расчетов и определения толщин ортотропных композитных панелей больших толщин с учетом дефектов при сжатии и сдвиге.

Методология и методы исследования

Для исследования динамического поведения композитных ортотропных панелей больших толщин при низкоскоростном ударном воздействии в научной работе используются методы механики деформированного твердого тела и численного моделирования. Модель материала реализована посредством разработки пользовательской подпрограммы;

Для исследования устойчивости композитных ортотропных панелей больших толщин с учетом деформаций поперечного сдвига при сжимающих и сдвиговых нагрузках в работе использованы методы строительной механики авиационных конструкций.

Основные положения, выносимые на защиту

- Методика параметрической оптимизации толщин и шага стрингеров кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов, полученных при низкоскоростных ударных воздействиях;
- Методика математического моделирования композитных панелей больших толщин с реализацией трехмерного напряженно-деформированного состояния;
- Методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий;
- Аппроксимация с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сжимающих и сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига;

- Эмпирический дополнительный коэффициент запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом низкоскоростных ударных воздействий.

Степень достоверности результатов

Достоверность полученных результатов определяется сопоставлением с известными аналитическими и численными решениями частных задач, а также на основе параметрических расчетных исследований и сравнительного анализа полученных результатов с данными испытаний.

Личный вклад автора

Основные результаты диссертации получены лично автором, либо при его непосредственном участии в роли научного руководителя коллективом молодых ученых, что подтверждено публикациями по теме диссертации.

Соответствие паспорту специальности

Диссертация посвящена разработке методов поиска оптимальных конструкторских решений на ранних этапах проектирования широкофюзеляжных дальнемагистральных самолетов и соответствует паспорту специальности 2.5.13. – «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов».

Направление исследований: 1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА, наземных комплексов и стартового оборудования, с учетом особенностей технологии изготовления, обработки и испытаний, механического и теплового нагружения, взаимосвязи ЛА с наземным комплексом и стартовым оборудованием, неопределенности проектных решений. Разработка методов и алгоритмов обеспечения контроля и обеспечения эффективности применения ЛА в процессе эксплуатации.

Апробация работы

Основные положения и результаты исследований в рамках диссертации докладывались и обсуждались на следующих международных и российских научных конференциях:

- 22ая Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 20-24 ноября 2024 года;
- International Conference on Aerospace System Science and Engineering (ICASSE), Шанхай, 06-07 июля 2023 года;
- 21ая Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 21-25 ноября 2022 года;

- 20ой Международной конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 22-26 ноября 2021 года;
- International Conference on Aerospace System Science and Engineering (ICASSE), Шанхай, 15-16 июля 2020 года.

Публикации

По теме диссертационной работы опубликовано 11 печатных работ, 2 из которых в издании, рекомендованном ВАК РФ, 3 статьи – в изданиях, индексируемых в базе данных Scopus, Web of Science, 1 статья в материалах и трудах конференций, индексируемых в базе данных Scopus, а также сборниках тезисов докладов конференций.

Структура и объемы работы

Диссертация включает в себя введение, пять глав, заключение и список литературы. Общий объем работы составляет 157 страниц, включая 69 рисунков, 17 таблиц и список литературы из 125 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении сформулированы цель и задачи работы, обоснована актуальность диссертационного исследования, научная новизна, достоверность и обоснованность результатов, а также теоретическая и практическая значимость работы.

В первой главе диссертационной работы приведен анализ работ отечественных и зарубежных авторов, посвящённых проектированию толстостенных композитных панелей с учетом ограничений по статической прочности и потере устойчивости, в том числе проведен обзор:

- современных проблем и задач при параметрической оптимизации силовых элементов и агрегатов авиационных конструкций;
- современных проблем и задач при численном моделировании низкоскоростных ударных воздействий на композитные панели;
- современных проблем и задач при аналитическом и численном моделировании потери устойчивости композитных панелей больших толщин.

На основе обзора современных проблем и задач, – численного моделирования низкоскоростных ударных воздействий на композитные панели, аналитического и численного моделирования потери устойчивости композитных панелей больших толщин, параметрической оптимизации силовых элементов и агрегатов авиационных конструкций, – можно подытожить, что большинство публикаций посвящено моделированию и численным расчетам ударных повреждений, дефектов, а также определению критических сил по потере устойчивости для тонкостенных панелей. Однако при работе с более толстыми ламинатами возникают дополнительные проблемы, в частности, локальные сжимающие напряжения существенно влияют на инициирование и распространение межслойных повреждений и возникновению

эффектов, направленных поперек плоскости (межслоевой сдвиг и нормальные напряжения). Кроме того, удар может привести к повреждению, которое локально может разделить пакет на несколько подпакетов. Такое повреждение может привести к локальной потере устойчивости при действии сжатия или сдвига, перераспределяя критически эти нагрузки и вызывая концентрацию напряжений как в плоскости, так и в не плоскости. Хотя, большинство структур изготовлено из тонких ламинатов, в некоторых авиационных конструкциях толщины ламината достигают десятков миллиметров. Для широкофюзеляжных дальнемагистральных самолетов эта величина может превышать 20-30 мм. Важно отметить, стандартные подходы к расчетам на потерю устойчивости композитных панелей основываются на линейной теории Кирхгофа-Лява, в которой учитываются только компоненты тензора напряжений в плоскости слоя. Данный подход хорошо себя реализовал при расчетах тонких композитных панелей, однако при расчетах на потерю устойчивости пластин большой толщины данная теория не до конца применима, т.к. у панелей больших толщин имеют место быть деформации в поперечных направлениях слоя, что существенно влияет на характер и значения критических потоков при потере устойчивости.

Согласно распоряжению Правительства РФ от 06.06.2020 №1512-р (ред. от 07.11.2023) «Об утверждении Сводной стратегии развития обрабатывающей промышленности Российской Федерации до 2030 года и на период до 2035 года» одним из приоритетных групп продукции авиационной промышленности является широкофюзеляжный дальнемагистральный самолет. Таким образом, разработка методики проектирования композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов при ограничении по статической прочности и по устойчивости при сжимающих и сдвиговых нагрузках с учетом деформаций поперечного сдвига является актуальной проблемой.

Во второй главе диссертационной работы сформулирована методика проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов 1-ой категории при ограничениях по статической прочности и по устойчивости, а также сжимающих и сдвиговых нагрузках с учетом деформаций поперечного сдвига.

Предложенная методика проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта с учетом дефектов является двухэтапной:

На первом этапе идентифицируется степень деградации упругих характеристик исследуемой зоны композитной панели большой толщины с нанесёнными дефектами 1-ой категории;

На втором этапе проводится параметрическая оптимизация толщин и шага стрингеров кессона крыла широкофюзеляжного самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов 1-ой категории.

Идентификация степени деградации упругих характеристик исследуемой зоны композитной панели большой толщины с нанесёнными дефектами 1-ой категории производится согласно блок-схеме, указанной на Рисунке 2.

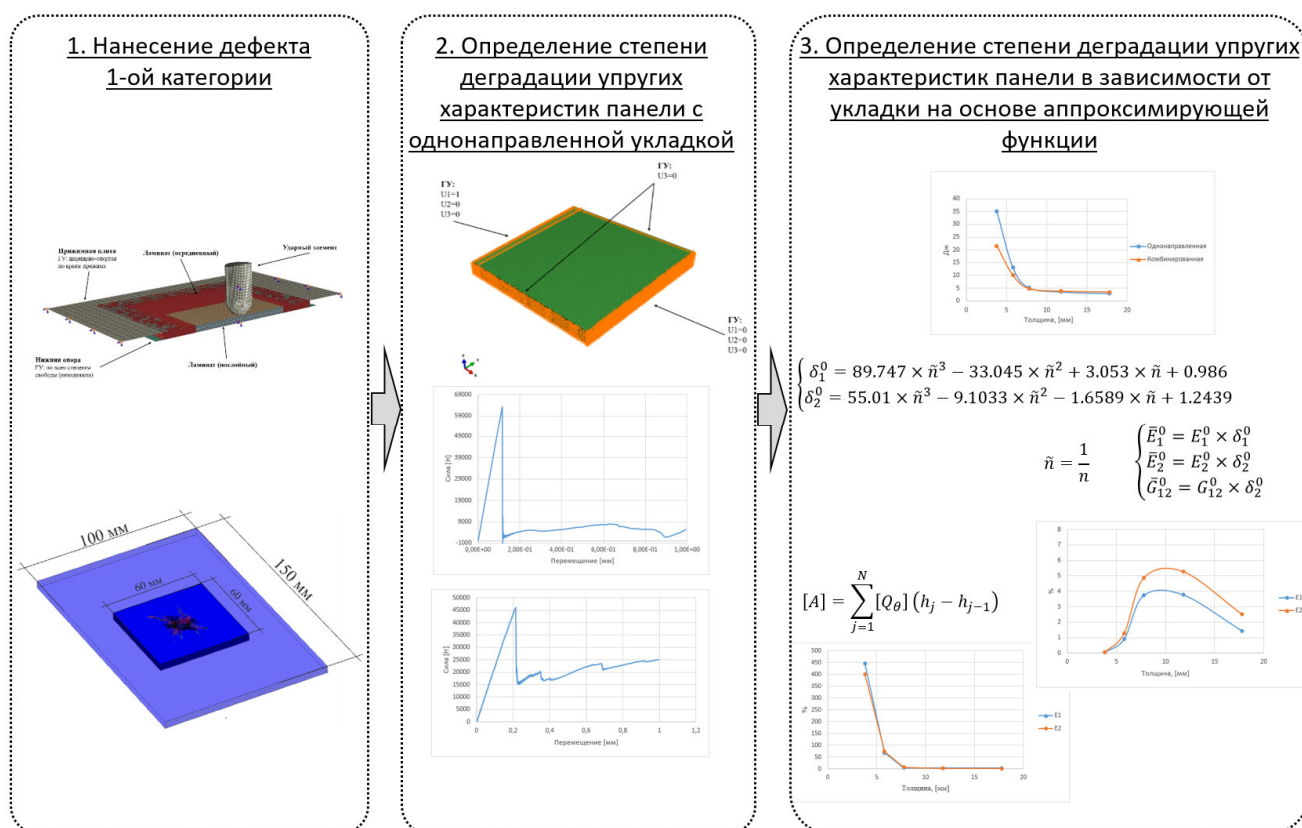


Рисунок 2 – Блок-схема идентификации степени деградации упругих характеристик композитной панели

Идентификация степени деградации упругих характеристик исследуемой зоны композитной панели большой толщины с нанесёнными дефектами 1-ой категории производится в три этапа:

На первом этапе производится математическое моделирование низкоскоростного ударного воздействия, приводящего к дефекту 1-ой категории с последующим определением габаритов исследуемой зоны;

На втором этапе для получения степени деградации упругих характеристик (E_1 и E_2) композитной панели для однонаправленной укладки, моделируется сжатие образца по обоим плоскостным направлениям X и Y для диапазона толщин от 3.8 мм до 17.8 мм;

На третьем этапе используя результаты упругих свойств однонаправленного пакета в формуле для нахождения осреднённых характеристик композитного пакета, возникает погрешность при малых толщинах, которую необходимо исключить, введя дополнительных безразмерный коэффициент, зависящий от количества пакетов. Коэффициент деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий позволяет получить без проведения ресурсоемких сложных численных расчетов степень деградации упругих характеристик композитных панелей больших толщин на основе данных по деградации упругих характеристик, полученных на 2ом этапе для однонаправленной укладки.

Параметрическая оптимизация толщин и шага стрингеров кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом повреждений 1-ой категории производится согласно блок-схеме, указанной на Рисунке 3.

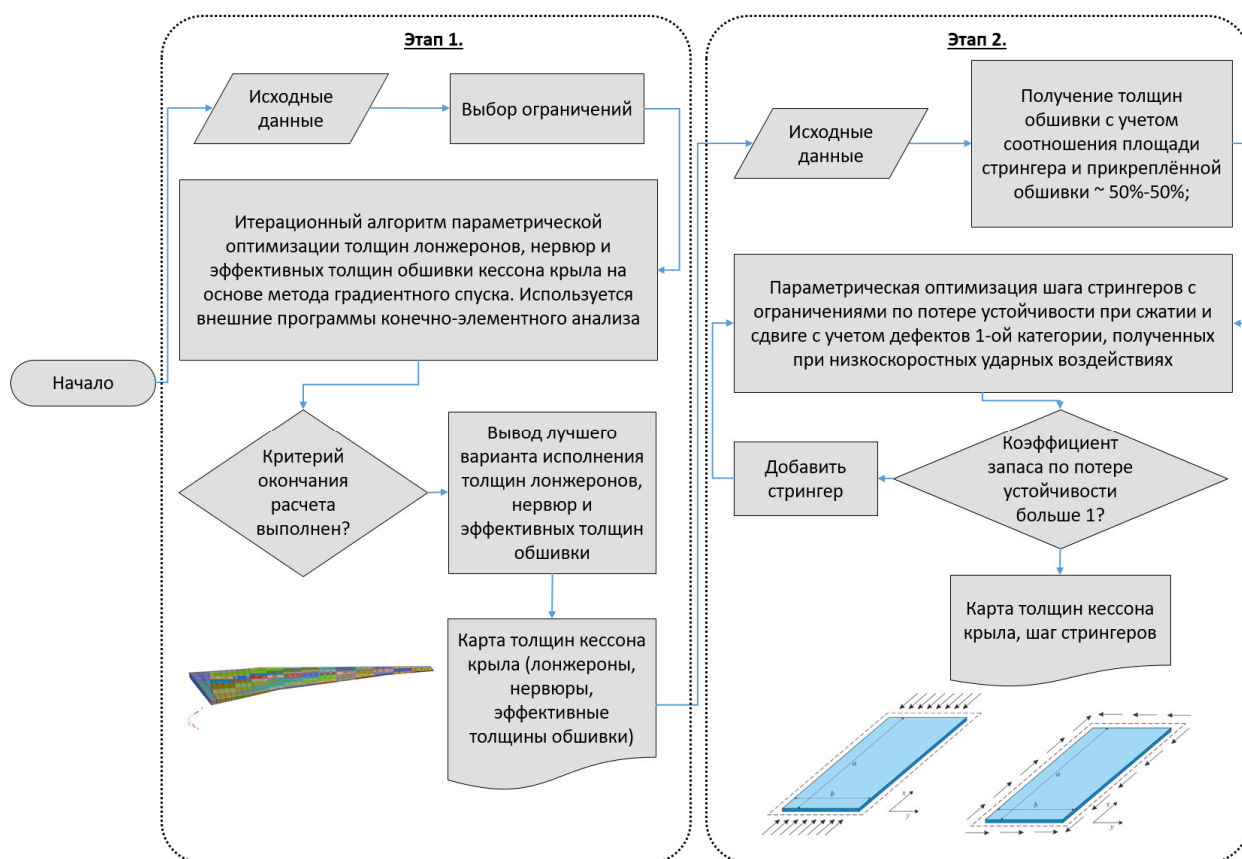


Рисунок 3 – Блок-схема параметрической оптимизации толщин и шага стрингеров кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета

Суть методологии заключается в подборе геометрических параметров конструктивных элементов кессона путем поэтапной оптимизации. На первом этапе

определяются толщины лонжеронов, нервюр и эффективные толщины элементов обшивки, включающие в себя площадь сечения стрингеров. В качестве целевой функции оптимизации выбрана масса кессона. Ограничениями для элементов конструкции, изготовленных из металлических сплавов, являются допускаемые напряжения. Для деталей, выполненных из ПКМ, в качестве ограничений выбираются максимальные главные растягивающие, сжимающие и сдвиговые деформации. далее, на втором этапе, оптимизируется шаг стрингеров с ограничениями по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов 1-ой категории, полученных при низкоскоростных ударных воздействиях. На первом этапе оптимизации используются численные методы, на втором этапе используются выявленные аналитические и эмпирические зависимости

Разработанная методология позволяет получить конструкцию кессона, обладающую минимальной массой, при сохранении необходимых жесткостных и прочностных характеристик.

В третьей главе приведены результаты разработки и апробации методики численного моделирования низкоскоростных ударных воздействий на композитные панели кессона крыла больших толщин. Также в главе приведены результаты расчетно-экспериментального исследования композитных панелей с учетом дефектов. Описан подход к моделированию дефектов 1-ой категории в панелях из полимерных композиционных материалов в оболочечной линейной статической математической модели. Приведены результаты сравнительной оценки математических моделей полимерного композиционного материала с реализацией трехмерного напряженно-деформированного состояния при моделировании ударного воздействия.

Критерий максимальных напряжений для пространственной задачи (Рисунок 4) имеет вид:

$$\left(\left| \frac{\sigma_1}{X} \right|, \left| \frac{\sigma_2}{Y} \right|, \left| \frac{\sigma_3}{Z} \right|, \left| \frac{\tau_{12}}{S} \right|, \left| \frac{\tau_{13}}{R} \right|, \left| \frac{\tau_{23}}{Q} \right| \right)_{\max} \leq 1, \quad (1)$$

причем:

$$\begin{aligned} \sigma_1 \geq 0 &\Rightarrow X = X_t; \quad \sigma_1 < 0 \Rightarrow X = X_c; \\ \sigma_2 \geq 0 &\Rightarrow Y = Y_t; \quad \sigma_2 < 0 \Rightarrow Y = Y_c; \\ \sigma_3 \geq 0 &\Rightarrow Z = Z_t; \quad \sigma_3 < 0 \Rightarrow Z = Z_c, \end{aligned} \quad (2)$$

где $X_{t/c}$ – предел прочности при растяжении/сжатии вдоль волокон;

Y_t/c – предел прочности при растяжении/сжатии поперек волокон в плоскости слоя;

Z_t/c – предел прочности при растяжении/сжатии поперек волокон по нормали к слою;

S, R, Q – предел прочности при сдвиге в плоскостях с нормальными 3, 2 и 1 соответственно.

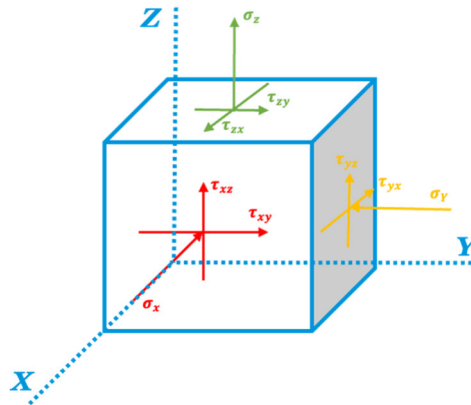


Рисунок 4 – Обозначения для пространственной задачи

В работе для исследования напряжённо деформированного состояния панели после нанесения удара рассматривался критерий разрушения 3D Hashin с прогрессирующим разрушением, которое реализовано с помощью обнуления элементов матрицы жесткости. Для пространственной задачи (направление 1 – вдоль волокна, направление 2 – поперек волокна в плоскости слоя, направление 3 – поперек волокна по нормали к слою):

Критерии 3D Hashin для волокна:

$$\begin{aligned} \sigma_{11} \geq 0, d_{ft} = 1, \text{ если } \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S} \right)^2 &\geq 1, \\ \sigma_{11} < 0, d_{fc} = 1, \text{ если } \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 &\geq 1, \end{aligned} \quad (3)$$

Критерий 3D Hashin для матрицы:

$$\begin{aligned} \sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0, d_{mt} = 1, \text{ если } \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_t} \right)^2 + \frac{1}{Q^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{R} \right)^2 \\ \sigma_{22} + \sigma_{33} < 0, d_{mc} = 1, \text{ если } \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2Q} \right)^2 + \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c} \left[\left(\frac{Y_c}{2Q} \right)^2 - 1 \right] + \\ + \frac{1}{Q^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{R} \right)^2 &\geq 1, \end{aligned} \quad (4)$$

Алгоритм пользовательской подпрограммы представлен на Рисунке 5.

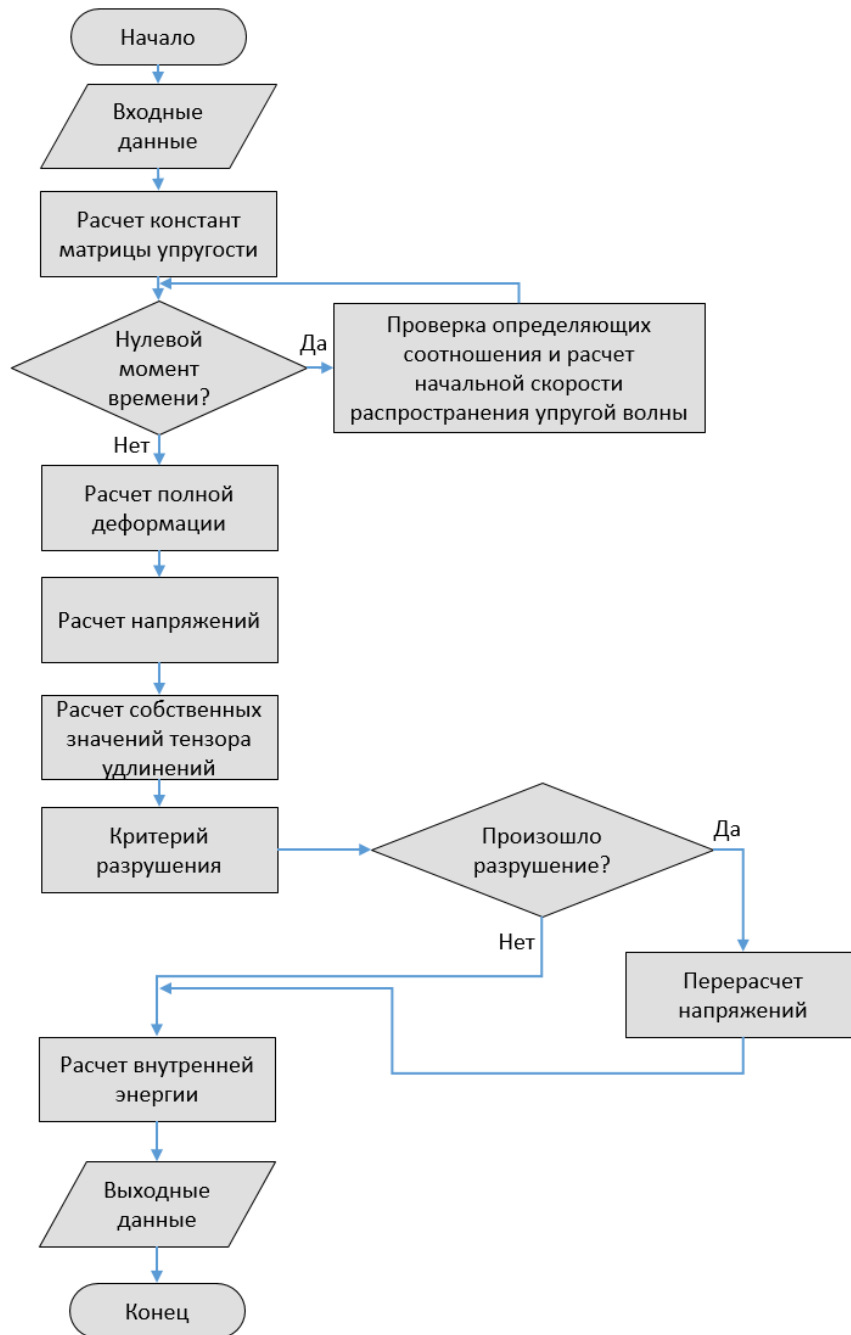


Рисунок 5 – Алгоритм пользовательской подпрограммы VUMAT с удалением элементов

Также в главе приведены результаты расчетно-экспериментального исследования композитных панелей с учетом эксплуатационных дефектов. Описан подход к моделированию дефектов 1-ой категории в панелях из полимерных композиционных материалов в оболочечной линейной статической математической модели с использованием безразмерного коэффициента.

Данный коэффициент получен на основе численных результатов КЭМ и математической аппроксимации полученных данных. Ниже приведены аппроксимирующие функции, дополнительные коэффициенты и зависимости для определения упругих свойств поврежденной зоны:

$$\begin{cases} \delta_1^0 = 89.747 \times \tilde{n}^3 - 33.045 \times \tilde{n}^2 + 3.053 \times \tilde{n} + 0.986 \\ \delta_2^0 = 55.01 \times \tilde{n}^3 - 9.1033 \times \tilde{n}^2 - 1.6589 \times \tilde{n} + 1.2439 \end{cases}, \quad (5)$$

$$\tilde{n} = \frac{1}{n}, \quad (6)$$

$$\begin{cases} \bar{E}_1^0 = E_1^0 \times \delta_1^0 \\ \bar{E}_2^0 = E_2^0 \times \delta_2^0 \\ \bar{G}_{12}^0 = G_{12}^0 \times \delta_2^0 \end{cases}, \quad (7)$$

где n – количество пакетов, δ_1^0, δ_2^0 – безразмерные коэффициенты, E_1^0, E_2^0, G_{12}^0 – упругие характеристики монослоя после нанесения низкоскоростного удара, приводящего к дефектам 1-ой категории, $\bar{E}_1^0, \bar{E}_2^0, \bar{G}_{12}^0$ – приведенные характеристики монослоя.

Погрешности между полученными упругими свойствами после нанесения дефекта 1-ой категории путем низкоскоростного ударного воздействия на численной математической конечно-элементной модели, и свойствами, выведенными аналитически на основе аппроксимирующей функции (7) имеют вид (Рисунок 6).

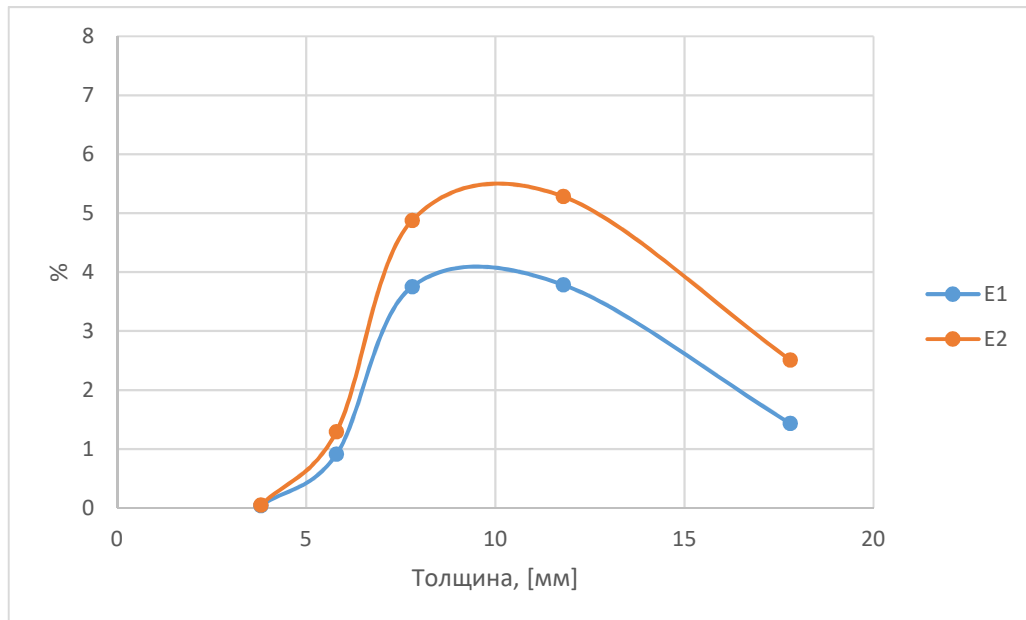


Рисунок 6 – Погрешность уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий с учетом аппроксимации

В четвертой главе приведены результаты исследования влияния низкоскоростных ударных воздействий на остаточную прочность и критическую

силу потери устойчивости панелей кессона крыла больших толщин с учетом деформаций поперечного сдвига. Приведены результаты расчетного исследования устойчивости композитных ортотропных панелей больших толщин с учетом деформаций поперечного сдвига при сжимающих и сдвиговых нагрузках.

Учет деформаций поперечного сдвига с использованием коэффициентов сдвиговой коррекции позволяет более точно определить критическую нагрузку потери устойчивости пластины при одноосном сжатии. Это особенно важно для толстых пластин, где деформации поперечного сдвига могут играть значительную роль. Так в монографии Васильева В.В. получена формула:

$$N_x = \frac{L_{mn} + \left(\frac{\lambda_m^2}{K_y} + \frac{\lambda_n^2}{K_x} \right) (D_{mn}D_{nm} - D_k^2 \lambda_m^2 \lambda_n^2)}{\lambda_m^2 \left[1 + \frac{1}{K_y K_x} (D_{mn}D_{nm} - D_k^2 \lambda_m^2 \lambda_n^2) + \frac{D_{mn}}{K_y} + \frac{D_{nm}}{K_x} \right]}, \quad (8)$$

Ниже приведены все необходимые коэффициенты, полученные из компонентов жесткости ортотропной пластины:

$$\begin{aligned} D_{mn} &= D_{11} \lambda_m^2 + D_{33} \lambda_n^2 \\ D_{nm} &= D_{22} \lambda_n^2 + D_{33} \lambda_m^2 \\ D_k &= D_{12} + D_{33} \\ L_{mn} &= D_{mn} \lambda_m^2 + D_{nm} \lambda_n^2 + 2D_k \lambda_m^2 \lambda_n^2, \\ \lambda_m &= \frac{m\pi}{a} \\ \lambda_n &= \frac{n\pi}{b} \end{aligned} \quad (9)$$

Уточненной оценки требуют коэффициенты сдвиговой жесткости, которые приведены в данной формуле и позволяют достоверно описывать поведение композитной ортотропной панели при потере устойчивости от одноосного сжатия.

$$\begin{cases} K_x = \frac{5}{6} \cdot G_{xz} h \\ K_y = \frac{5}{6} \cdot G_{yz} h \end{cases}, \quad (10)$$

Ниже представлен график сравнения погрешности результатов численного моделирования и аналитических вычислений для пластин с разными соотношениями сторон и с постепенным увеличением их толщины (Рисунок 7). График показаны для аналитической зависимости (8), учитывающей деформации поперечного сдвига.

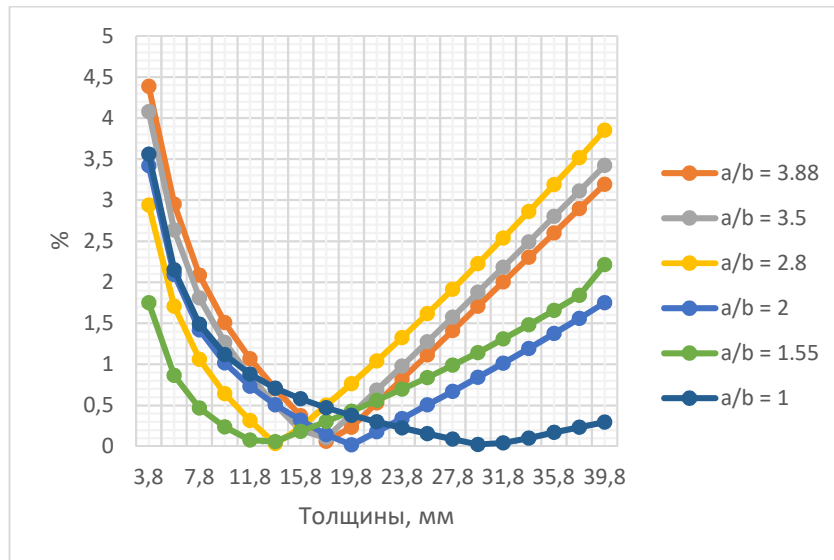


Рисунок 7 – Сравнительные графики погрешности при одноосном сжатии с учетом деформации поперечного сдвига

Для выведения аналитической зависимости критической силы потери устойчивости ортотропной пластины при сдвиговом нагружении необходимо определить длину полуволны (11) (Рисунок 8) и угол наклона полуволны (12). Ниже приведены зависимости по определению длины полуволны и угла наклона полуволны, а также необходимые графические зависимости в зависимости от соотношения сторон композитной пластины (Рисунок 9).

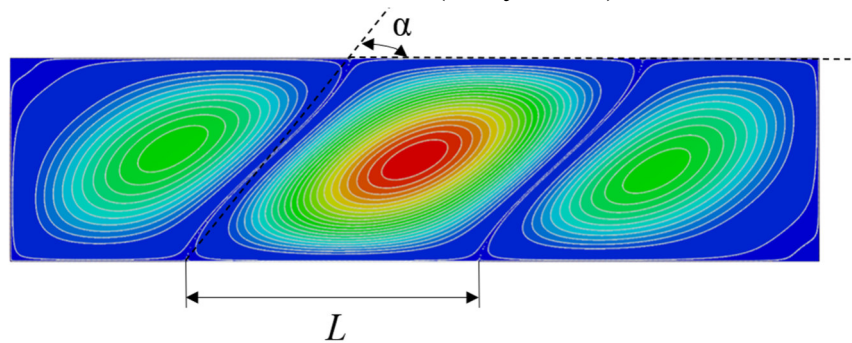
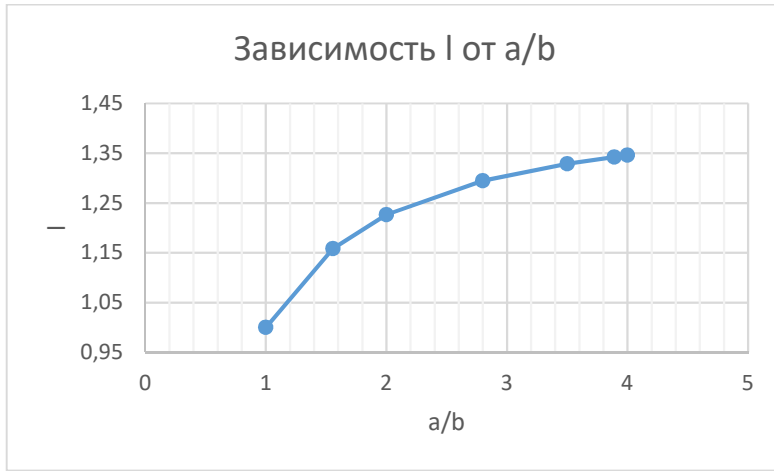


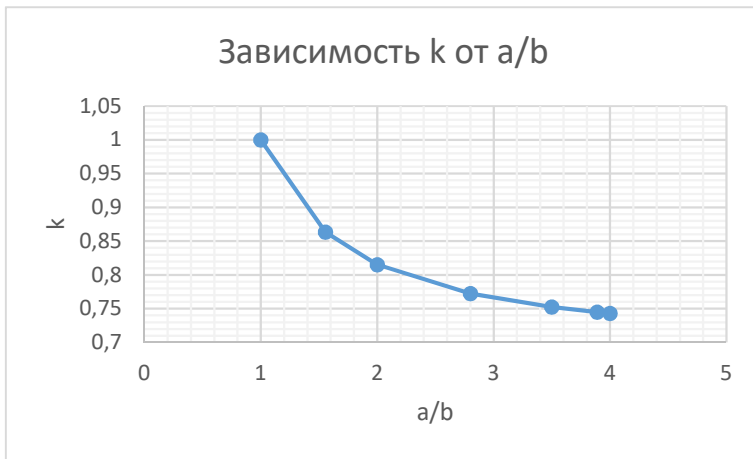
Рисунок 8 – Графическое изображение длины полуволны и угла ее наклона

Выведен необходимый безразмерный коэффициент, полученный путем аппроксимации значений погрешности аналитических зависимостей и результатов численными методами по коэффициенту сдвиговой жесткости (13), описывающий поведение композитной пластины, как малых, так и больших толщин, учитывая деформации поперечного сдвига.

Безразмерные коэффициенты аппроксимации представлены в таблице 1.



$$L = l \cdot b, \quad (11)$$



$$k = \arctan(\alpha), \quad (12)$$

Рисунок 9 – Коэффициенты для определения критической силы по потере устойчивости при сдвиге

Таблица 1 – Безразмерные коэффициенты аппроксимации

$C = -\frac{1}{0.0031\lambda}$	$A = \left(\frac{(\lambda^{0.7} - \lambda)}{0.0009 \cdot \lambda^{1.26}} \right)$	$\lambda = \frac{a}{b}$
--------------------------------	--	-------------------------

$$H = \frac{(-133336.8395 \cdot K_{xy} + 271384.1625) - A}{C}, \quad (13)$$

$$N_{xy} = \frac{4k\pi^2 (b^2 (2D_{66} + D_{12}) + D_{22}b^2k^2 + D_{22}L^2)}{L^2b^2}; H \geq 1, \quad (14)$$

$$N_{xy} = H \cdot \left[\frac{4k\pi^2 (b^2 (2D_{66} + D_{12}) + D_{22}b^2k^2 + D_{22}L^2)}{L^2b^2} \right]; H < 1, \quad (15)$$

Ниже представлен коэффициент сдвиговой жесткости, где K_x и K_y описаны в (10):

$$K_{xy} = \frac{K_x + K_y}{\sqrt{K_x K_y}}, \quad (16)$$

Используя полученную в данном исследовании аналитическую зависимость, можно получить удовлетворяющие результаты во всем диапазоне толщин. Это свидетельствует о том, что данная зависимость также учитывает деформации поперечного сдвига, возникающие в пластинах больших толщин. Ниже представлено графическое представление результатов погрешностей полученной аналитической зависимостью (Рисунок 10). Все полученные результаты укладываются в границу 5%.

Также, в данной главе приведены результаты эмпирического исследования по определению дополнительного коэффициента запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом низкоскоростных ударных воздействий.

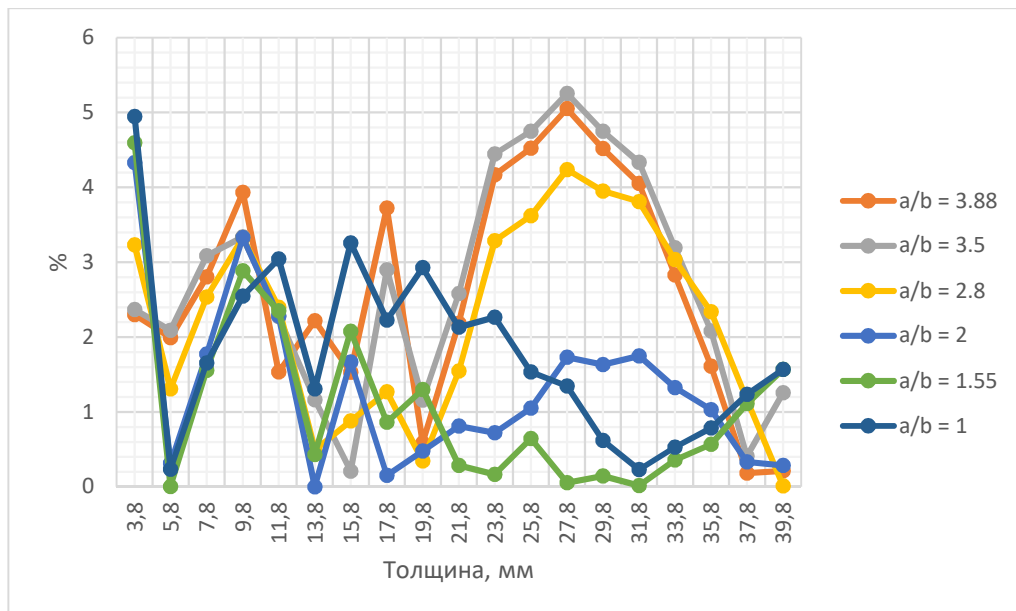


Рисунок 10 – Сравнительные графики погрешности при сдвиге

На основе разработанной методики по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий, приводящих к дефектам 1-ой категории, проводятся аналитические и численные расчеты на потерю устойчивости композитных панелей больших толщин с заложенными дефектами с учетом деформаций поперечного сдвига при сжимающих и сдвиговых нагрузках (Рисунок 11).

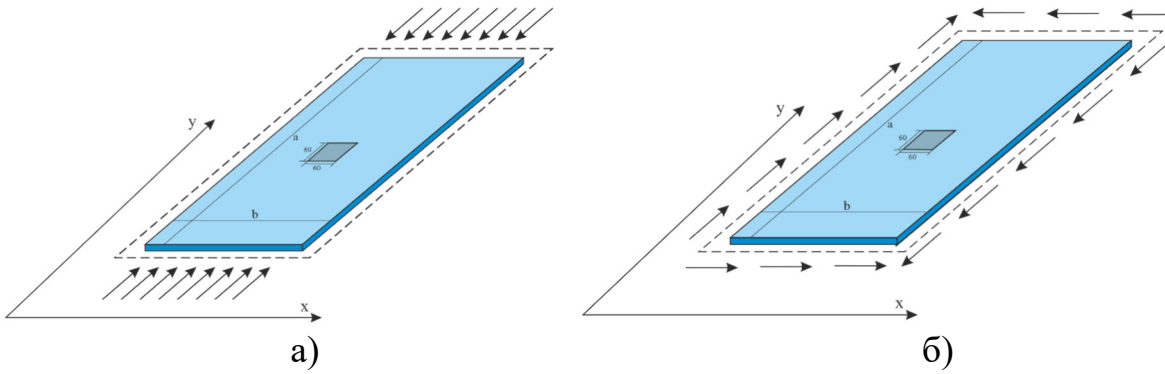


Рисунок 11 – Основные рассматриваемые расчетные случаи:
а) Одноосное нагружение; б) Сдвиговое нагружение

Безразмерный коэффициент (17) получен на основе численных результатов КЭМ и математической аппроксимации полученных данных. Ниже приведены аппроксимирующие функции:

$$\begin{cases} R_{comp} = -0.0004 \times \tilde{n}^3 + 0.0082 \times \tilde{n}^2 - 0.049 \times \tilde{n} + 1.1044 \\ R_{shear} = -0.0002 \times \tilde{n}^3 + 0.004 \times \tilde{n}^2 - 0.0239 \times \tilde{n} + 1.0524 \end{cases}, \quad (17)$$

Полученные коэффициенты используются в качестве обновлённого дополнительного коэффициента запаса по потере устойчивости с учетом дефектов 1-ой категории при сжимающих и сдвиговых нагрузках. Таким образом аналитическое представления определения критической силы потери устойчивости ортотропной пластины при сдвиге и сжатии с учетом дефектов 1-о категории примут следующий вид:

$$N_x = R_{comp} \cdot \frac{\left[L_{mn} + \left(\frac{\lambda_m^2}{K_y} + \frac{\lambda_n^2}{K_x} \right) (D_{mn} D_{nm} - D_k^2 \lambda_m^2 \lambda_n^2) \right]}{\lambda_m^2 \left[1 + \frac{1}{K_y K_x} (D_{mn} D_{nm} - D_k^2 \lambda_m^2 \lambda_n^2) + \frac{D_{mn}}{K_y} + \frac{D_{nm}}{K_x} \right]}, \quad (18)$$

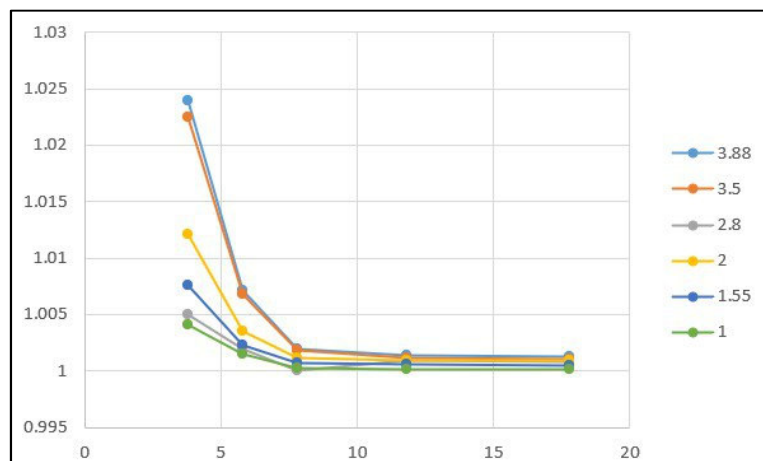
$$N_{xy} = R_{shear} \cdot \frac{\left[4k\pi^2 (b^2 (2D_{66} + D_{12}) + D_{22} b^2 k^2 + D_{22} L^2) \right]}{L^2 b^2}; H \geq 1, \quad (19)$$

$$N_{xy} = R_{shear} \cdot H \cdot \frac{\left[4k\pi^2 (b^2 (2D_{66} + D_{12}) + D_{22} b^2 k^2 + D_{22} L^2) \right]}{L^2 b^2}; H < 1, \quad (20)$$

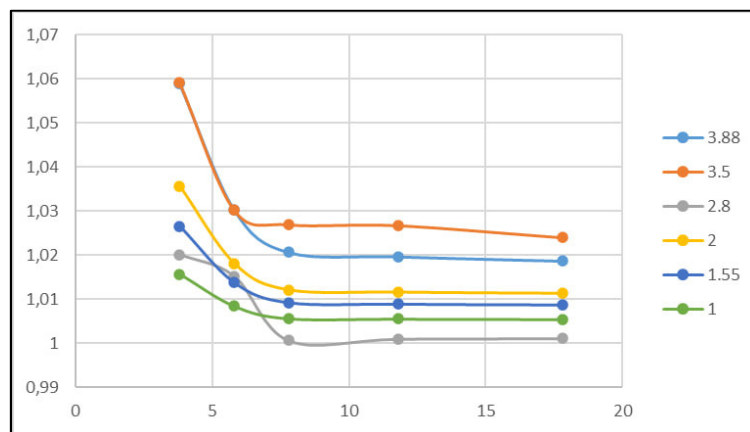
Используя полученные в данном исследовании аналитические зависимости по определению критической силы по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сжимающих и сдвиговых нагрузках с учетом дефектов 1-ой

категории, можно получить удовлетворяющие результаты во всем диапазоне толщин и соотношению сторон. Это свидетельствует о том, что данная зависимость также учитывает деформации поперечного сдвига и заложенные дефекты 1-ой категории, возникающие в композитных панелях больших толщин в следствии низкоскоростных ударных воздействий.

Ниже приведены графики зависимости дополнительного коэффициента запаса для композитных панелей со всеми рассматриваемыми соотношениями сторон от толщины при сжимающей и сдвиговой нагрузке (Рисунок 12):



а)



б)

Рисунок 12 – Зависимости дополнительного коэффициента запаса по потере устойчивости с учетом дефектов 1-ой категории при сжимающих и сдвиговых нагрузках:

а) Сжатие б) Сдвиг

В пятой главе приведены результаты численных и аналитических расчетов по разработанной методике параметрической оптимизации толщин и шага стрингеров толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов 1-ой категории и деформаций поперечного сдвига.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта с учетом дефектов.

В диссертационной работе получены следующие основные новые научные результаты:

- Предложена и апробирована новая методика математического моделирования композитных панелей больших толщин с реализацией трехмерного напряженно-деформированного состояния;
- Предложена методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий, приводящих к дефектам 1-ой категории;
- Получена новая аппроксимация с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сжимающих и сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига;
- Выявлен эмпирический дополнительный коэффициент запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом низкоскоростных ударных воздействий, приводящих к дефектам 1-ой категории, имеющий расхождения не больше 1% на всем рассматриваемом в данном исследовании диапазоне толщин;
- Предложена новая методика параметрической оптимизации толщин и шага стрингеров толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с ограничениями по сжимающим и растягивающим деформациям, а также по потере устойчивости при сжатии и сдвиге с учетом дефектов 1-ой категории, полученных при низкоскоростных ударных воздействиях, позволяющая снизить массу конструкции толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта на 8...15 % при сохранении прочностных и жесткостных характеристик;
- Полученные в работе эмпирические решения по определению дополнительного коэффициента запаса для ортотропных панелей, которые могут стать основой для соответствующих методик проектирования по потере устойчивости;
- Приведенная аппроксимация с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига, которая является дополнением для существующей методологии проектирования ортотропных панелей по потере устойчивости при сжатии;
- Разработанная методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных

воздействий, которая является дополнением для существующей методологии проектирования ортотропных панелей по потере устойчивости при сжимающих и сдвиговых нагрузках.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Дальнейшее развитие предлагаемого подхода должно быть ориентировано на разработку методики учета дефектов 1-ой категории при проведении прочностных статических расчетов и исследование влияния места заложения дефекта на остаточную прочность и несущую способность композитных панелей больших толщин, а также аппроксимация с учетом численных решений задачи устойчивости композитных панелей больших толщин под воздействием сжимающих и сдвиговых нагрузок с учетом деформаций поперечного сдвига для других стандартных граничных условий;

Следующим этапом развития данного направления является расчетно-экспериментальное исследование по определению изменения коэффициентов демпфирования и жесткостных характеристик кессона крыла с учетом дефектов 1-ой категории и их последующее влияние на динамическую аэроупругость планера широкофюзеляжного самолета.

Основные научные результаты диссертации изложены в работах, опубликованных соискателем ученой степени:

В журналах, входящих в Перечень ВАК:

1. Больших А.А., Еремин В.П. Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских авиалайнеров // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020 – № 10 (106). – С. 15-29;
2. Мольков О.Р., Больших А. А. Методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2024. – №. 8. – С. 1-22.

В журналах, входящих в международные системы цитирования:

3. Bolshikh A.A., Shelkov K.A., Borovkov D.K., Turbin N.V. Comparative evaluation of mathematical models of polymer composite material with the implementation of a three-dimensional stress–strain state in the simulation of impact // Aerospace Systems. – 2024. URL: DOI: 10.1007/s42401-024-00286-1;
4. Bolshikh A.A., Borovkov D.K., Ustinov B.E. Investigation of the local area damage influence on the load-bearing capacity of the reinforced composite panels // Aerospace Systems. – 2023. URL: DOI: 10.1007/s42401-023-00214-9;
5. Bolshikh A.A. Designing of aircraft reinforced carbon-composite torsion boxes // International Journal of Mechanics. – 2023. Volume 17. – Issue 1. – P. 25-30. URL: DOI:10.46300/9104.2023.17.4.

Материалы научных конференций, индексируемых международных системах цитирования:

6. Bolshikh A.A., Eremin V.P. Parametric Optimization of the PCM Caisson Structural Strength Elements // In: Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering. – 2021. URL: DOI:10.1007/978-981-33-6060-0_14.

Материалы всероссийских и международных научных конференций:

7. Больших А.А., Мольков О.Р., Грибцов Д.Д. Расчетное исследование устойчивости композитных ортотропных панелей больших толщин с учетом деформаций поперечного сдвига при сжимающих и сдвиговых нагрузках // Тезисы 22ой Международной конференции «Авиация и космонавтика», Москва, 20-24 ноября 2023 г. – Москва: Изд-во «Перо», 2023. – С. 18-19;

8. Больших А.А., Шелков К.А., Боровков Д.К. Сравнительная оценка математических моделей полимерного композиционного материала с реализацией трехмерного напряженно-деформированного состояния при моделировании ударного воздействия // Тезисы 21ой Международной конференции «Авиация и космонавтика», Москва, 21-25 ноября 2022 г. – Москва : Изд-во «Перо», 2022. – С. 18-19;

9. Pogosyan M.A., Nazarov E.V., Bolshikh A.A., Koroliskii V.V., Turbin N.V., Shramko K.K. Aircraft composite structures integrated approach: a review // 19th International Conference «Aviation and Cosmonautics» (AviaSpace-2020). Journal of Physics: Conference Series. – 2021. Volume 1925. – P. 1-17. URL: DOI:10.1088/1742-6596/1925/1/012005;

10. Клесарева М.В., Больших А.А., Назаров Е.В., Устинов Б.Е. Разработка и апробация методики моделирования композитных подкрепленных панелей с учетом дефектов типа BVID // Тезисы 20ой Международной конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 22-26 ноября 2021 г. – Москва : Изд-во «Перо», 2021. – С. 12-15;

11. Больших А.А., Боровков Д.К., Устинов Б.Е. Исследование влияния повреждений локальной зоны крыла на несущую способность подкрепленных композитных панелей // Тезисы 20ой Международной конференции «Авиация и космонавтика», Москва, 22-26 ноября 2021 г. – Москва : Изд-во «Перо», 2021. – С. 11.