

На правах рукописи

УДК 629.7.024

ТУН ЛИН ХТЕТ

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
СИЛОВОГО НАБОРА ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА
ЛЕГКОГО САМОЛЕТА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Специальность 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2024

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: **Просунцов Павел Викторович**,
доктор технических наук, доцент, профессор
кафедры «Ракетно-космические композитные
конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Официальные оппоненты: **Костин Владимир Алексеевич**,
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой прочности конструкций
ФГБОУ ВО «Казанский национальный
исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ)

Хомченко Антон Васильевич,
кандидат технических наук, ведущий инженер
отдела динамической прочности, ООО «АУРУС-
АЭРО»

Ведущая организация: Акционерное общество «Центральный научно-
исследовательский институт специального
машиностроения» (АО «ЦНИИСМ»)

Защита диссертации состоится «___» _____ 2025 г. в ___ часов ___
минут на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском
государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу:
105005, г. Москва, Госпитальный пер., д.10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э.
Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru/>

Автореферат разослан «___» _____ 2024 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью
учреждения, просьба направлять по адресу: 105005,
г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому
секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08,
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время проблема снижения веса конструкции летательных аппаратов (ЛА) при сохранении ее достаточной прочности и жёсткости является центральной для всех видов авиационной техники. Решения этой проблемы можно добиться использованием композиционных материалов (КМ) и применением современных методов оптимизации при разработке силовых элементов конструкции. Благодаря своим уникальным физико-механическим характеристикам КМ все более широко используются в аэрокосмической промышленности.

Важным моментом создания эффективной в весовом отношении конструкции ЛА является выбор рациональной методики ее разработки. Прямой перенос методов проектирования силовой конструкции от металлических материалов на КМ приводит к лишь незначительному улучшению весовых характеристик и не позволяет в полной мере раскрыть потенциал КМ.

В то же время применение для выбора параметров силового набора такого перспективного метода как топологическая оптимизация, приводит в большинстве случаев либо к технологически труднореализуемым вариантам конструкции, либо требует затрат огромных вычислительных ресурсов, что на ранних этапах создания самолета нерационально. Выход может быть найден в построении методики определения параметров силового набора, основанной на комбинации методов параметрической и топологической оптимизации.

Важной частью конструкции легких самолетов является хвостовая часть фюзеляжа, в которой расположены элементы оперения и размещен багажный отсек. Конструкция хвостовой части фюзеляжа легкого самолета с интегральной компоновкой включает в себя продольные и поперечные несущие элементы, которые являются достаточно сложными по конструкции и форме. Поэтому, для повышения весовой эффективности силового набора важно правильно определить его основные параметры, что представляет собой сложную научно-техническую задачу, решить которую можно только опираясь на передовые методы моделирования и оптимизации.

Поэтому разработка методики выбора параметров силового набора фюзеляжа лёгких самолетов путем использования комбинации методов оптимизации и с учетом особенностей КМ является безусловно актуальной задачей, на решение которой и направлена диссертационная работа.

Целью диссертационной работы является снижение веса силового набора хвостовой части фюзеляжа легкого самолета из полимерных композиционных материалов (ПКМ) за счет использования комбинации различных методов оптимизации.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Разработать методику выбора параметров силового набора хвостовой части фюзеляжа, которая включает в себя выбор мест расположения и формы силовых шпангоутов, а также схемы укладки и крепления частей многослойной композитной конструкции силового набора.

2. Провести анализ нагрузок, действующих на конструкцию фюзеляжа лёгкого самолета для различных расчетных случаев, с учетом параметров полета (скорость, угол атаки, высота) в соответствии с требованиями Норм лётной годности (НЛГ) АП-23.

3. Выполнить многомасштабный расчетно-теоретический анализ физико-механических характеристик КМ, используемых в конструкции силового набора фюзеляжа и экспериментально валидировать полученные результаты.

4. С использованием комбинации методов параметрической и топологической оптимизации выбрать параметры силового набора фюзеляжа лёгкого самолета DA-62 с учётом нагрузок, действующих на фюзеляж при различных расчетных случаях.

5. Предложить рациональный вариант крепления частей композитных силовых элементов фюзеляжа и провести поверочный расчет напряженно-деформированного состояния элементов силового набора.

Объект исследования – композитная конструкция силового набора хвостовой части фюзеляжа лёгкого самолета DA-62.

Предмет исследования является напряженно-деформированное состояние силовых шпангоутов из ПКМ, параметры которых определены с помощью методов параметрической и топологической оптимизации.

Методология исследований основана на анализе напряженно-деформированного состояния конструкции силового набора фюзеляжа, сочетании численных и экспериментальных методов исследования физико-механических характеристик КМ.

Научная новизна диссертационной работы:

1. Разработана новая методика выбора параметров силового набора фюзеляжа легкого самолета, включающая этапы: параметрической оптимизации мест расположения и ширины силовых шпангоутов, топологической оптимизации формы шпангоутов, параметрической оптимизации их отдельных размеров, определения рациональных схем укладки композитных частей шпангоутов, и выбора способа их крепления.

2. Для повышения весовой эффективности силового набора предложено использование дополнительного этапа параметрической оптимизации, связанного с уточнением геометрических размеров элементов конструкции.

3. Впервые на основе решения комплекса задач параметрической и топологической оптимизации для различных расчетных случаев полета самолета

выбраны рациональные параметры силовых элементов хвостовой части фюзеляжа, которые обеспечивают снижение веса конструкции при сохранении достаточной прочности.

Практическая значимость диссертационной работы:

1. Методом вакуумной инфузии изготовлены образцы из углепластика, используемого в конструкции силового набора фюзеляжа, для которых на основе многомасштабного анализа, определены физико-механические характеристики и выполнена их экспериментальная валидация.

2. Предложен рациональный способ крепления частей силовых шпангоутов из ПКМ, обеспечивающий снижение веса конструкции при сохранении ее прочности и надежности.

3. С использованием комбинации методов параметрической и топологической оптимизации разработан новый вариант силового набора фюзеляжа лёгкого самолета DA-62, обладающий на 48,6% меньшим весом при сохранении необходимо запаса прочности.

Достоверность результатов подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики КМ и аэродинамики, хорошим согласованием результатов теоретических исследований с экспериментальными данными, полученными при испытании образцов углепластика.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика выбора параметров схемы силового набора хвостовой части фюзеляжа лёгкого самолета DA-62 из ПКМ с учетом действия эксплуатационных нагрузок при различных расчетных случаях по Нормам летной годности АП-23.

2. Результаты выбора параметров силового набора хвостовой части фюзеляжа, определенные на основе использования комбинации методов параметрической и топологической оптимизации и с учетом особенностей используемых композитных материалов.

3. Расчетно-теоретические и расчетно-экспериментальные данные по физико-механическим характеристикам материалов силовых шпангоутов фюзеляжа DA-62.

4. Рекомендация по выбору рационального варианта крепления частей композитных силовых шпангоутов на основе численного моделирования напряженно-деформированного состояния.

Личный вклад соискателя. Соискателем разработана методика выбора параметров силового набора фюзеляжа лёгкого самолета с применением комбинации методов параметрической и топологической оптимизации; проведен анализ нагрузок, действующих на конструкцию фюзеляжа лёгкого самолета для различных расчётных случаев; выполнены расчетно-теоретические и экспериментальные исследования по определению физико-механических характеристик образцов углепластика,

используемых в силовых шпангоутах; предложен рациональный вариант крепления композитных частей шпангоутов на основе анализа напряженно-деформированного состояния с учётом действия эксплуатационных нагрузок. Все основные результаты работы получены лично автором.

Апробация работы. Основные результаты диссертации докладывались на следующих научно-технических конференциях и симпозиумах: всероссийская конференция «Будущее машиностроения России» (г. Москва, 2019); международная научно-техническая конференция «Современные направления и перспективы развития технологий обработки и оборудования в машиностроении» (ICMTMTE) (г. Севастополь, 2019, 2021); международная научно-практическая конференция «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии» (г. Москва, 2019, 2020, 2021, 2022); конференция «Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства» (г. Москва, 2020, 2021, 2022, 2023, 2024); международный научный симпозиум «Перспективные технологии аэрокосмической техники» (ТАКТ-2023) (г. Москва, 2023, 2024).

Публикации: По теме диссертационной работы опубликовано 13 научных работ, 3 из которых в журналах, входящих в перечень ВАК РФ, 4 в входящих в Scopus, и 6 в сборниках тезисов конференций, входящих в РИНЦ.

Структура и объём диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, выводов к каждой главе, заключения, списка использованной литературы (195 наименования). Работа представлена на 164 страницах текста, включающего 80 рисунков, 40 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, показаны научная новизна и практическая значимость полученных результатов, основные положения, выносимые на защиту и приведены сведения об апробации работы.

Первая глава посвящена обзору современных легких самолетов, в конструкции которых применяются КМ и методов проектирования силового набора ЛА из ПКМ. Рассмотрены материалы, применяемые в силовой конструкции фюзеляжа самолета. Анализ литературных данных показал, что при прямом переносе методов проектирования силовых конструкций ЛА с металлических материалов на КМ возникает ряд проблем. Одной из них является необходимость учета анизотропии характеристик КМ. Вторая проблема связана с рациональным выбором метода выбора параметров конструкции. В настоящее время при разработке силового набора ЛА используются различные методы оптимизации, среди которых главное место занимают методы параметрической (ПО) и топологической оптимизации (ТО). Однако до сих пор неясно,

использование какого метода оптимизации может привести к наилучшим результатам с наименьшими затратами временных и вычислительных ресурсов.

Для решения поставленной задачи разработана новая методика выбора рациональных параметров композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа, основанная на комбинации различных методов оптимизации и учёте особенностей применяемых композиционных материалов. Общая схема предлагаемой методики представлена на Рисунке 1.



Рисунок 1. Общая схема методики выбора параметров композитного силового набора хвостовой части самолета

Предлагаемая методика включает в себя пять этапов. Первый этап (I) заключается в проведении расчетно-теоретических исследований по динамике полета самолёта и служит определения аэродинамических и массово-инерционных нагрузок, действующих на него при различных расчетных случаях.

Следующий этап методики (II) связан с определением характеристик КМ, предлагаемых к использованию в конструкции силового набора фюзеляжа. На этом этапе проводится расчетно-теоретическое определение характеристик КМ на основе многомасштабного анализа. Для валидации моделей материала и его характеристик используются экспериментальные исследования.

В рамках третьего этапа (III) выбираются оптимальные места расположения и форма силовых шпангоутов за счет использования комбинация методов ТО и двухэтапной ПО. При этом, при использовании метода ПО осуществляется выбор координат размещения в корпусе самолета и ширины силовых шпангоутов, а для определения оптимальной формы силовых шпангоутов используется метод ТО. Далее, для найденной по результатам ТО формы шпангоутов, проводится второй этап ПО, связанный с уточнением их

отдельных геометрических параметров.

Четвёртый этап (IV) включает в себя выбор рациональных углов укладки композитных силовых элементов силового набора фюзеляжа. На этом этапе учитываются все особенности композитной конструкции. Если на данном этапе не удастся получить решение, которое удовлетворяет условию, например, если напряжения в слоях композитных шпангоутов превышают допустимые, то проводится возврат к предыдущим этапам оптимизации и корректируется схема укладки.

На заключительном этапе (V) проводится поверочный расчет полученной конструкции. На данном этапе рассматриваются различные варианты крепления частей композитных силовых шпангоутов.

Во второй главе проведен анализ нагрузок, действующих на конструкцию фюзеляжа, при этом учитываются аэродинамические нагрузки, распределенные по поверхности фюзеляжа, массово-инерционные нагрузки, создаваемые весом как самого фюзеляжа, так и агрегатов, расположенных в нем, силы, передающиеся на фюзеляж от других частей самолета и силы избыточного давления в герметических кабинах фюзеляжа. При этом рассмотрены различные расчетные случаи нагружения, возникающие при маневрах самолета в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Проведено моделирование аэродинамического обтекания полной модели самолета в программном комплексе *ANSYS Fluent* (Рисунок 2) с учетом параметров полета (скорость, угол атаки, высота) в соответствии с расчетными случаями по НЛГ АП-23.

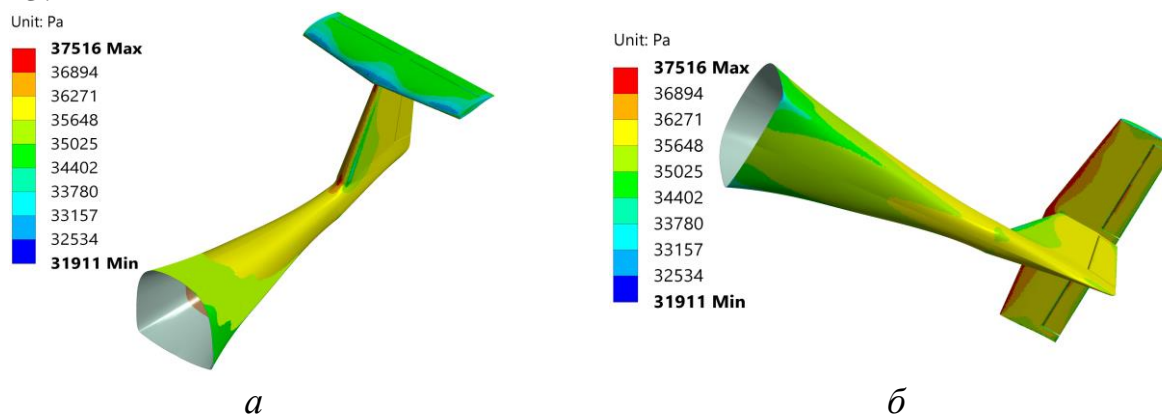


Рисунок 2. Распределение давления по поверхности хвостовой части фюзеляжа самолета, Па: а), б) случай А

Кроме аэродинамических на фюзеляж также действуют массово-инерционные нагрузки от веса грузов и агрегатов, расположенных в фюзеляже, а также веса элементов конструкции фюзеляжа. Массово-инерционные нагрузки определяются с учетом направления и значения перегрузок и коэффициентов безопасности.

В третьей главе проведен комплекс расчетно-теоретических и экспериментальных исследований физико-механических характеристик КМ, используемых в конструкции силового набора фюзеляжа. В связи с тем, что силовые шпангоуты хвостовой части фюзеляжа легкого самолета являются

высоконагруженными элементами конструкции и в них следует ожидать существенного уровня напряжений, то в качестве армирующего материала была выбрана углеродная ткань. Для расчетно-теоретического исследования использован многомасштабное моделирование, которое включает в себя модели двух уровней – мезо- и макро.

Геометрические размеры нитей ткани в композитном ламинате определялись с использованием микротомографа *SkyScan 1172* (Бельгия) (Рисунок 3).

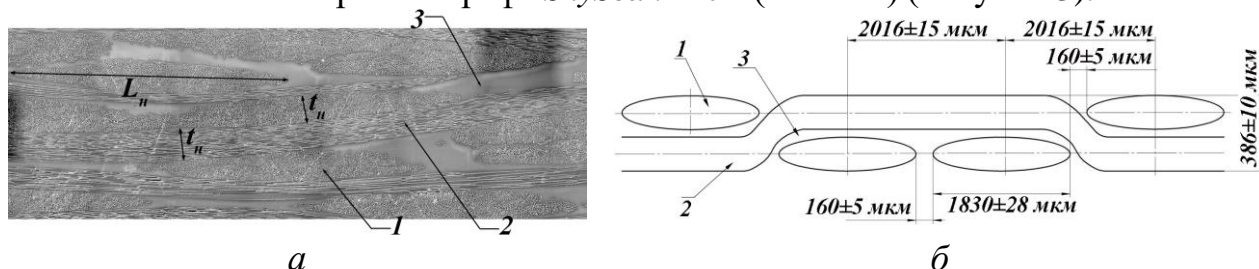


Рисунок 3. Измерение геометрических размеров нитей в ламинате:
а) томографическое изображение; 1 – нить утка, 2 – нить основы, 3 – матрица, L_n – ширина нити, мм, t_n – толщина нити, мм; б) схематическая диаграмма структуры ткани

На Рисунке 4 показаны конечно-элементные модели представительного элемента объема (ПЭО) углепластика (УП), которые использовались для моделирования на мезоуровне.

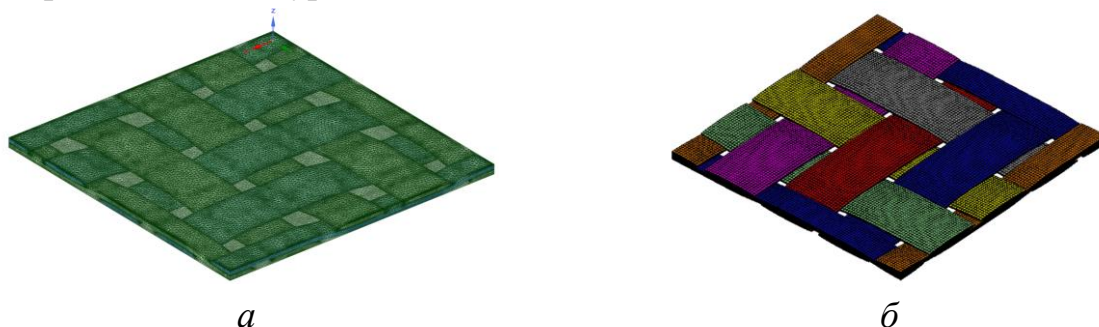


Рисунок 4. ПЭО УП на мезоуровне в программных пакетах: *ANSYS Material Designer* (а) и *MSC.Digimat* (б)

С целью валидации расчетно-теоретических оценок характеристик УП проведены экспериментальные исследования образцов углепластика на разрыв. Методом вакуумной инфузии в соответствии с ГОСТ 32656–2017 были изготовлены образцы углепластика со схемой армирования $[0^\circ/90^\circ]_3$ и $[\pm 45^\circ]_3$ (Рисунок 5).

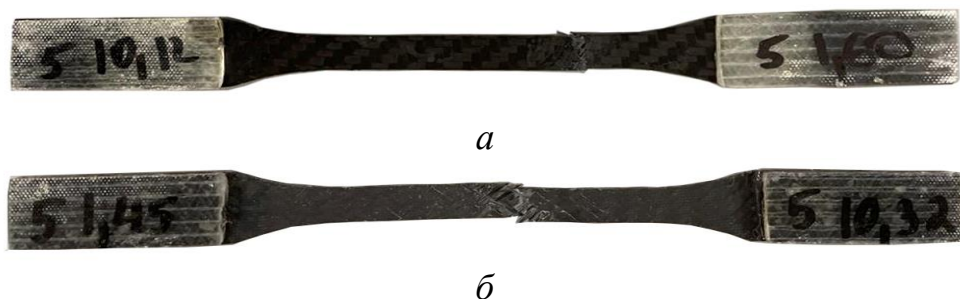


Рисунок 5. Характерные виды разрушений образцов со схемами укладки:
а – образец №.1 $[0^\circ/90^\circ]_3$; б – образец №.2 $[\pm 45^\circ]_3$

Испытания образцов на растяжение проводились на испытательной машине *Zwick Z100*. В результате проведенных испытаний были получены диаграммы в осях «напряжение-деформация», которые приведены на Рисунке 6.

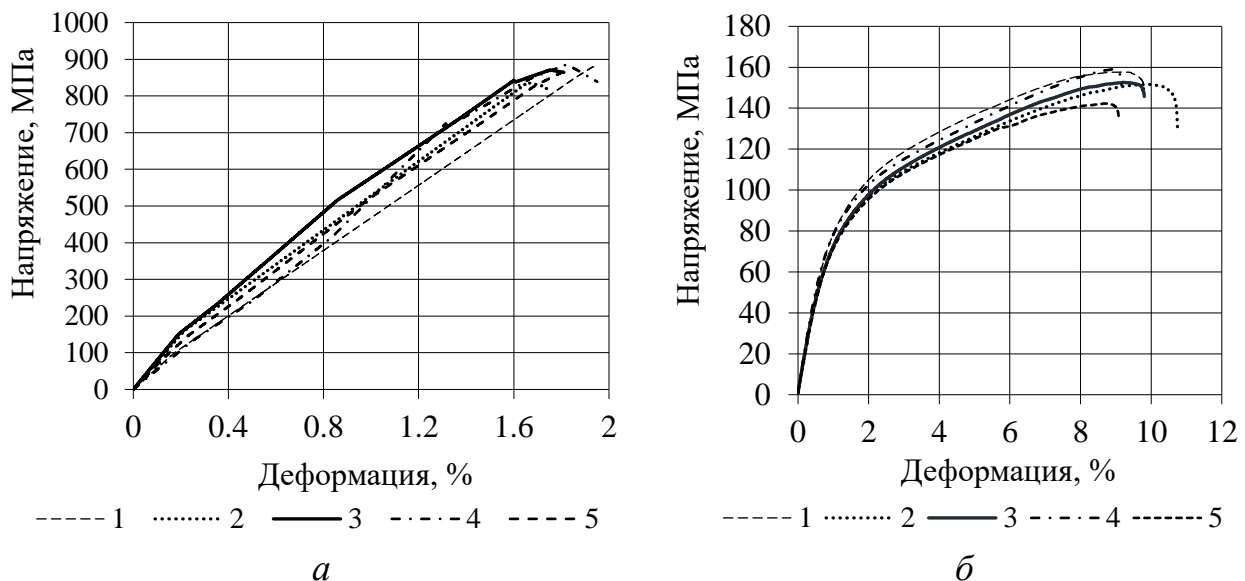


Рисунок 6. Экспериментальные результаты для кривых напряжения -деформации образцов: 1-5 – номер образцов; а) $[0^\circ/90^\circ]_3$ и б) $[\pm 45^\circ]_3$

В Таблице 1 представлено сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований физико-механических характеристик углепластика, используемого в конструкции силового набора фюзеляжа, которое показывает, что их расхождение не превышает 15%, что говорит об адекватности используемой модели материала.

Таблица 1.

Сравнение результатов расчетно-теоретического и экспериментального исследований

Образец	Экспериментальные результаты			Результаты численного моделирования на макроуровне	Расхождение, %
	σ_B , МПа	ε , %	E_I , ГПа	E_I , ГПа	
УП $[0^\circ/90^\circ]_3$	833,53	1,87	49,2	51,65	4,7
УП $[\pm 45^\circ]_3$	159,6	9,228	11,32	13,14	14,85
σ_B – прочность композитных образцов при растяжении, МПа; ε – деформация, %; E_I – модуль упругости углепластика в направлении-1					

В четвёртой главе разработан силовой набор хвостовой части фюзеляжа. При этом для сокращения затрат времени и вычислительных ресурсов, использован многостадийный итерационный подход, основанный на комбинации методов ТО и двухэтапной ПО (Рисунок 7).

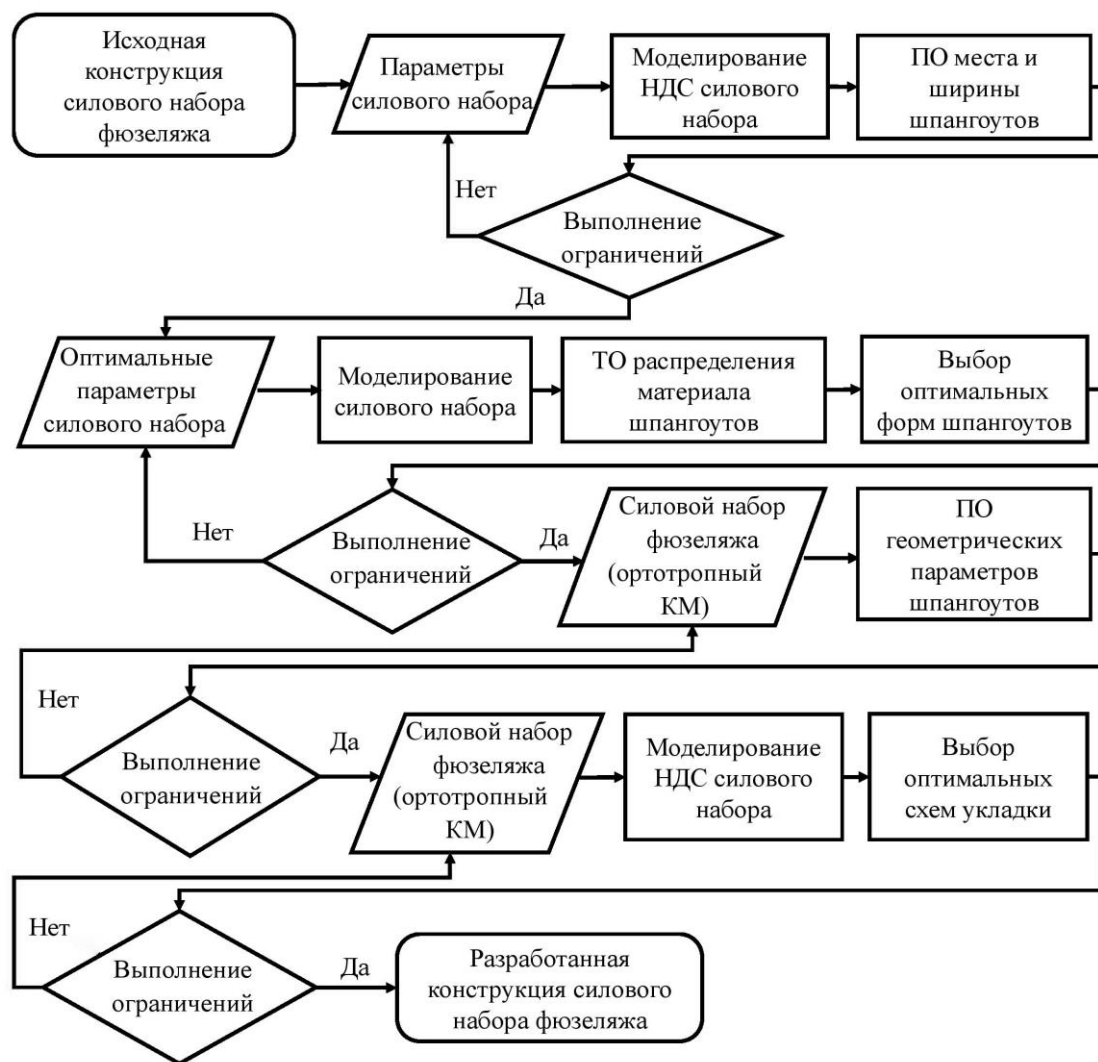


Рисунок 7. Блок-схема методики выбора параметров силового набора фюзеляжа

Для определения расположения и ширины силовых шпангоутов использовался метод ПО. При этом использовалась параметрическая геометрическая модель силового набора фюзеляжа (Рисунок 8). Было принято, что конструкция хвостовой части жестко закреплена в сечении стыка с кабиной самолета, которая использовалась в качестве базовой плоскости.

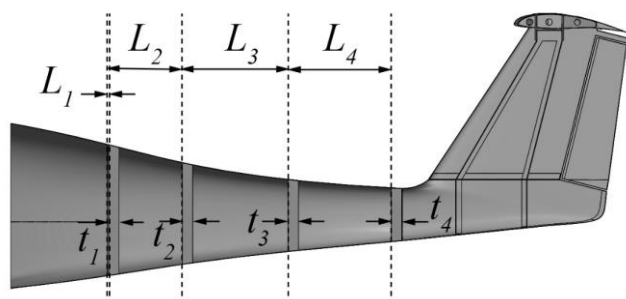


Рисунок 8. Проектные параметры хвостовой этапа

Проектными переменными на этом этапе выступали расстояние каждого шпангоута (L) от базовой плоскости и его ширина (t).

$$m(X) \rightarrow \min; \quad (1)$$

$$X = \{L_1, L_2, L_3, L_4, t_1, t_2, t_3, t_4\}; \quad (2)$$

при ограничении: $\sigma \leq [\sigma_{max}]$,

где: m – масса силового набора, кг;

X – вектор проектных переменных;

L_1, L_2, L_3, L_4 – расстояние установки шпангоутов от базовой плоскости, мм; t_1, t_2, t_3, t_4 – толщины шпангоутов, мм; σ – напряжения, возникающие в шпангоутах, МПа; $[\sigma_{max}]$ – максимально допустимые напряжения, МПа.

Решалась задача минимизации массы конструкции при наложении ограничений на напряжения ($[\sigma_{max}] = 175$ МПа) в шпангоутах с учетом коэффициента безопасности $f=2,5$. При проведении ПО было рассмотрено 300 вариантов расчета.

Для выбора оптимального варианта расположения и толщины силовых шпангоутов было построено множество Парето (Рисунок 9) по двум критериям – напряжению и массе шпангоутов путём выбора кратчайшего расстояния до идеального центра согласно выражению:

$$K = \sqrt{\frac{(m_{ИЦ} - m_i)^2}{m_{cp}^2} + \frac{(\sigma_{ИЦ} - \sigma_i)^2}{\sigma_{cp}^2}}, \quad (3)$$

где: $m_{ИЦ}$ и $\sigma_{ИЦ}$ – масса и напряжение ИЦ, кг и МПа; m_i и σ_i – масса и напряжение расчетного варианта соответственно, МПа; и m_{cp} и σ_{cp} – средние значения массы и напряжения соответственно, кг и МПа.

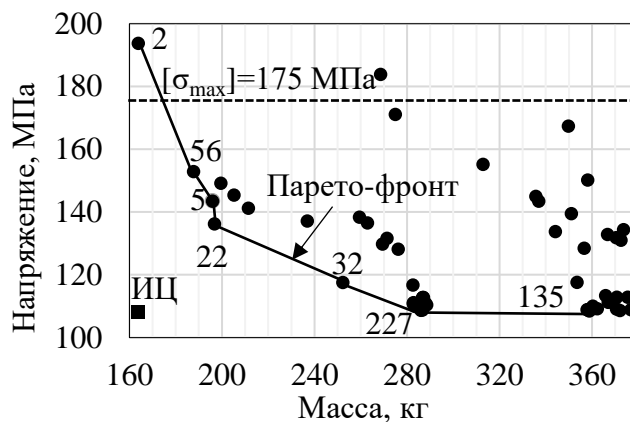


Рисунок 9. Распределение массы и напряжения для различных вариантов силового набора фюзеляжа

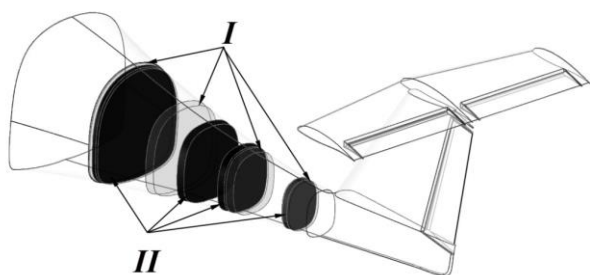


Рисунок 10. Изменение места расположения и толщины шпангоутов: (I – базовый вариант; II – оптимальный вариант)

Был выбран вариант № 56, находящийся на Парето-фронте, который имеет наименьшую массу при допустимом напряжении. В результате проведенной ПО по сравнению с базовым вариантом, который соответствует конструкции, используемой в самолете DA-62, изменились как расположение, так и ширина шпангоутов (Рисунок 10).

На втором этапе на основе комбинации методов ТО и ПО был проведен выбор формы силовых шпангоутов. Сравнивались два подхода к ТО формы силовой конструкции, первый из которых заключался в одновременной оптимизации всех шпангоутов, а второй – в последовательной оптимизации отдельных шпангоутов.

Применение ТО позволяет найти оптимальное распределение плотности материала (ρ) в области проектирования. Распределение материала может принимать значения в диапазоне от 0 до 1 в зависимости от вклада элемента в несущую способность конструкции. При варьировании значения в пределах от 0,25 до 0,65 было выполнено 10 вариантов расчетов формы силового набора. Для всех вариантов формы шпангоутов, полученных в результате ТО, проводился

расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) в модуле *ANSYS Static Structural*.

В результате анализа НДС выбран оптимальный вариант, который имеет минимальную массу при допустимом уровне напряжений. Масса силовых шпангоутов, полученных в результате одновременной ТО на первом подходе (Рисунок 11), составила 11,185 кг, что на 29% меньше, чем масса базового варианта силового набора.

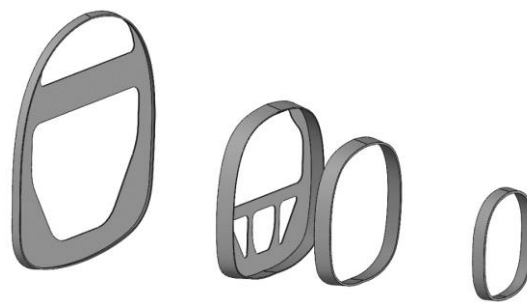


Рисунок 11. Результаты ТО силового набора фюзеляжа ($\rho=0,35$, первый подход)

Результаты моделирования НДС (Рисунок 12) показали, что максимальные напряжения в первом и втором шпангоутах близки к предельным напряжениям, при этом в третьем и четвертом шпангоутах еще далеки от них. Таким образом, заданные значения толщин и геометрических параметров шпангоутов должны быть уточнены при последующей разработке.

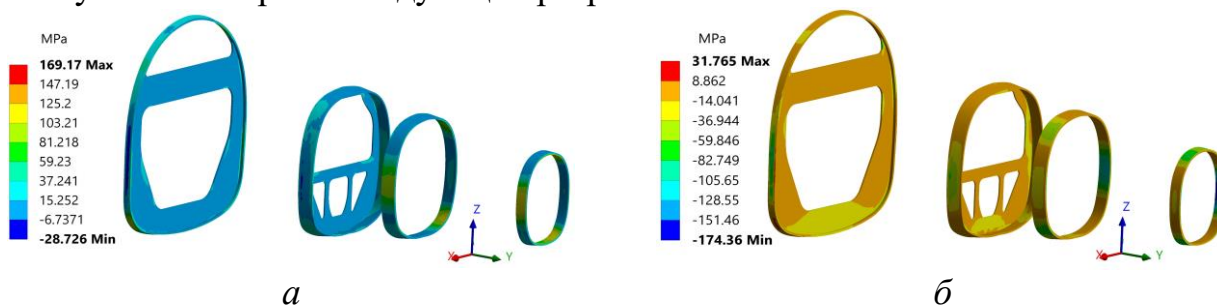


Рисунок 12. Распределение максимальных растягивающих (а) и максимальных сжимающих напряжений (б) в силовых шпангоутах, МПа

Формы шпангоутов, полученные в результате ТО, используются в качестве входных данных для проведения ПО на третьем этапе. На этом этапе в качестве входных параметров при решении задачи оптимизации выступают радиусы скругления, толщина шпангоутов и расстояние между ребрами (Рисунок 13). Общее количество проектных переменных для всех шпангоутов составляло 29. Такой подход позволяет снизить эффект концентрации напряжений в конструкции, полученной путем ТО.

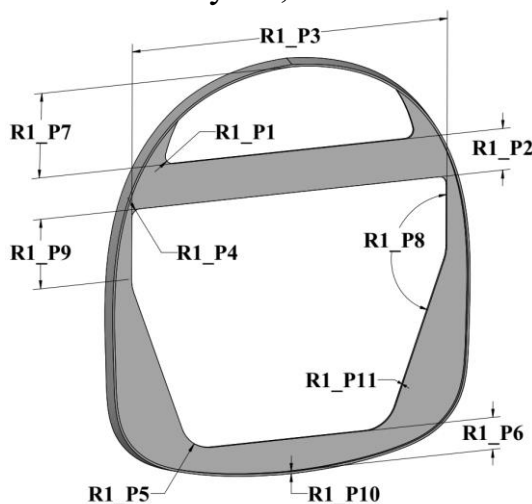


Рисунок 13. Геометрические параметры первого шпангоута для проведения ПО

Суммарная масса силовых шпангоутов, разработанных в результате второго этапа ПО, составляет 7,071 кг, что дает снижение массы конструкции на

31,09% по сравнению с массой конструкции в 11,185 кг, полученной методом ТО на предыдущем этапе.

Выбор схемы укладки слоев для многослойных композитных силовых шпангоутов проводился и с использованием двух подходов. При использовании первого углы ориентации отдельных слоев ограничивались значениями 0° , 90° , $+45^\circ$ и -45° , что позволяет существенно снизить трудоемкость изготовления шпангоутов. При применении второго подхода решалась задача оптимизации углов укладки отдельных слоев, находящихся в непрерывном диапазоне от минус 90° до плюс 90° . Таким образом решалась следующая задача:

$$S(x) \rightarrow \min; \quad (4)$$

$$x = \sigma(X);$$

$$\text{при ограничении: } \sigma_i \leq [\sigma_{\max}]$$

$$X = \{\pm\phi_i, \pm\phi_{i+1}, \dots, \pm\phi_n\}; \quad i=1, \overline{N};$$

$$\text{первый подход: } \phi_i \in \{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}, \text{ второй подход: } \phi_i \in [-90^\circ; +90^\circ].$$

где σ_i – действующие напряжения в слоях композитных шпангоутов, МПа; σ_{\max} – максимальное напряжение, МПа; ϕ_i – угол укладки i -го слоя, $^\circ$.

В таблице 2 представлены выбранные оптимальные схемы укладки слоев композитных силовых шпангоутов.

Таблица 2.

Оптимальные схемы укладки силовых шпангоутов и напряжения, возникающие в них

№ Шпангоута	Круговая часть	Вертикальная часть	σ_{\max} , МПа	
			Круговая часть	Вертикальная часть
1	$[\pm 45^\circ]_9$	$[0^\circ]_{24}$	128,705	147,745
2	$[0^\circ]_{20}$	$[\pm 45^\circ]_{10}$	103,727	130,155
3	$[\pm 45^\circ]_{17}$		97,031	
4	$[\pm 45^\circ]_{22}$		87,661	

Для оценки прочности каждого слоя композитных шпангоутов из ПКМ был проведен анализ критерия разрушения КМ по модели Цая-Хилла. Результаты показали, что минимальный коэффициент запаса прочности составляет не менее 1,61, что больше требуемого значения по НЛГ ($f=1,5$).

Таким образом в результате выполнения всех этапов методики был разработан вариант новый силового набора хвостовой части фюзеляжа, масса которого составила 7,160 кг.

Пятая глава посвящена выбору способа крепления частей композитных силовых шпангоутов силового набора фюзеляжа. В новой конструкции силового набора 1-й и 2-й шпангоуты состоят из двух частей: круговой и вертикальной. Для эффективной передачи нагрузки между двумя частями шпангоута и увеличения прочности предлагается использовать два угловых усиления из углепластика в углах T -образной конструкции 1-го шпангоута и одно в L -образном соединении 2-го шпангоута (Рисунок 14).

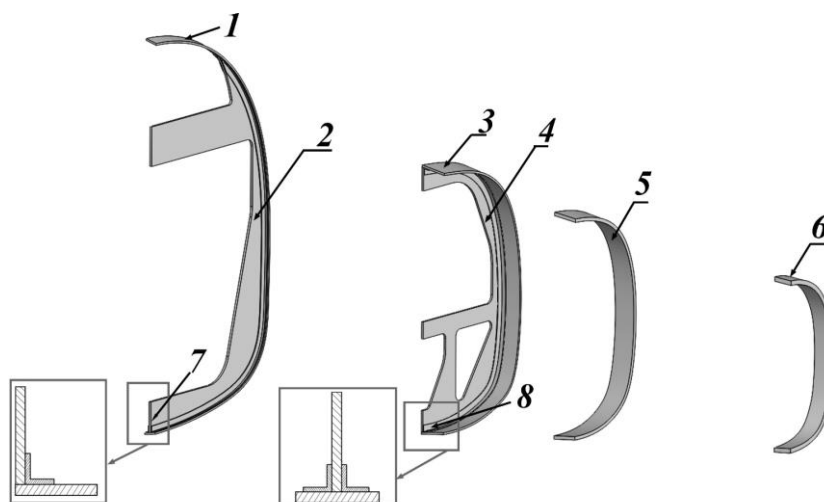


Рисунок 14. Сечение конструкции разработанного варианта силового набора:

1 – круговая часть и 2 – вертикальная часть 1-го шпангоута; 3 – круговая и 4 – вертикальная часть 2-го шпангоута; 5 – 3-й шпангоут; 6 – 4-й шпангоут; 7 – T-образное соединение; 8 – L-образное соединение

Были рассмотрены различные варианты крепления частей силовых шпангоутов из ПКМ – клеевое и клеомеханическое соединения, которые являются наиболее распространенными методами для соединений деталей из ПКМ между собой.

При использовании клеевого соединения для соединения частей шпангоутов была выбрана эпоксидная смола, которая обеспечивает хорошую адгезию КМ и клея. Результаты анализа НДС показывают, что максимальное значение напряжений, возникающих в клевых слоях соединения композитных частей 1-го и 2-го шпангоутов, составляет 19,649 МПа, что обеспечивает коэффициент запаса не менее 1,52. Суммарная масса шпангоутов при использовании клеевого соединения составила 8,136 кг.

Был рассмотрен альтернативный вариант, при котором нагрузка передается как болтовым, так и клеевым соединением. На Рисунке 15 представлены схемы использования клеомеханического соединения вертикальной и круговой частей шпангоутов вместе с угловыми усилениями.

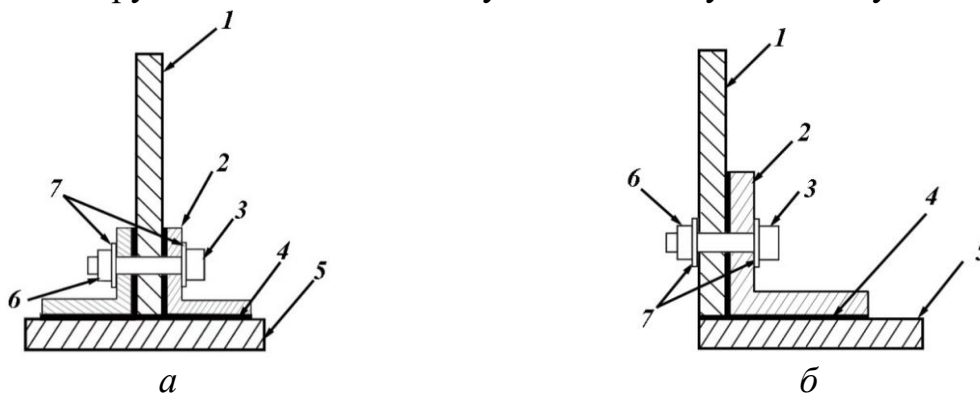


Рисунок 15. Клеомеханическое соединение частей шпангоута:

T-образное соединение 1-го шпангоута (а), L-образное соединение 2-го шпангоута (б): 1 – круговая часть шпангоутов; 2 – угловое усиление; 3 – болт; 4 – клеевой слой; 5 – вертикальная часть шпангоутов; 6 – гайка; 7 – шайбы

В первом шпангоуте используется 11 болтовых соединений, расположенных равномерно по периферии шпангоута, расстояние между ними составляет 250 мм. Во втором шпангоуте использовано 10 болтовых соединений, расстояние между которыми равно 220 мм. В качестве материалов болтового соединения рассматривались титановый сплав Ti-6Al-4V и алюминиевый сплав Al 7075-T73.

Результаты моделирования НДС показывают, что максимальные напряжений в композитных шпангоутах при применении болтов из титанового и алюминиевого сплава различаются не существенно, по сравнению с чисто клеевыми соединениями. Однако, при этом напряжения в болтах из титанового сплава выше, чем в алюминиевых болтах. Можно сделать вывод о предпочтительности использования для болтового соединения титанового сплава, который обладает два раза большей прочностью при растяжении и сдвиге, чем алюминиевый сплав. При этом напряжения в клеевых слоях достигают до 10 МПа, что не превышает допустимых значений. Кроме того, использование титанового сплава вместе с углепластиком не приводит к контактной коррозии.

Общая масса силовых шпангоутов при использовании клеємеханического соединения с болтами из титанового сплава составляет 8,15 кг. Таким образом, в результате проведенного исследования достигнуто снижение массы силового набора хвостовой части на 48,6 %, с 15,853 кг до 8,15 кг (Рисунок 16).

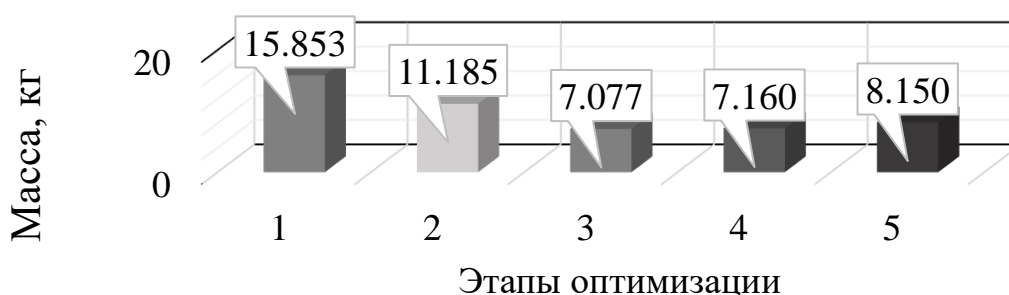


Рисунок 16. Сравнение массы силовых шпангоутов в отдельных этапах методики оптимизации: 1 – базовая модель; 2 – модель после ТО формы шпангоутов; 3 – модель после оптимизации геометрических параметров; 4 – модель после оптимизации углов укладки; 5 – итоговой вариант с элементами соединений

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана методика выбора параметров конструктивно-силовой схемы силового набора хвостовой части фюзеляжа из ПКМ. Методика включает в себя следующие этапы: определение нагрузок, действующих на конструкцию фюзеляжа; проведение расчетно-теоретических и экспериментальных исследований физико-механических характеристик используемых материалов; проведение оптимизации расположения, ширины и формы силовых шпангоутов;

выбор оптимальных схемы укладки композитных шпангоутов; и выбор технологии крепления частей шпангоутов.

2. Проведен анализ нагрузок, действующих на конструкцию фюзеляжа легкого самолета, для различных расчетных случаев по НЛГ АП-23. Выполнено моделирование аэродинамического обтекания самолета в программном пакете ANSYS Fluent для различных полетных случаев и получено пространственное распределение давления на поверхности хвостовой части, также определены массово-инерционные нагрузки, действующие на хвостовую часть фюзеляжа.

3. Выполнено расчетно-теоретическое определение физико-механических характеристик УП, используемого в силовых элементах конструкции фюзеляжа, на основе различных аналитических моделей и численных методов в вычислительных программах *ANSYS Material Designer* и *MSC.Digimat*. Проведена экспериментальная валидация расчетных характеристик УП для схем укладки $[0^\circ/90^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$. Установлено, что расхождение результатов расчета и эксперимента не превышает 15%.

4. На основе комбинации методов топологической и двухэтапной параметрической оптимизации предложен силовой набор хвостовой части фюзеляжа, которая отвечает условиям прочности с учётом нагрузок, действующих на фюзеляж при различных расчетных случаях. Определены оптимальные схемы укладки многослойных силовых шпангоутов из УП с применением параметрической оптимизации.

5. Проведен, на основе анализа напряженно-деформированного состояния конструкции, выбор способа крепления круговой и вертикальной частей первого и второго шпангоута. Предложено использовать комбинированное соединение, которое обеспечивает коэффициент запаса композитных силовых шпангоутов не менее 1,5.

6. Применение предложенной методики для разработки силового набора фюзеляжа лёгкого самолета ДА-62 позволило снизить массу конструкции на 48,6% по сравнению с базовым вариантом при сохранении прочности и жёсткости силовых элементов.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Оптимизация формы шпангоутов и углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. №. 9 (738). С. 97-107. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-9-97-107. (1,375 п.л./0,95 п.л.).

2. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2023. №.2 (755). С. 84-95. DOI:10.18698/0536-1044-2023-2-84-95. (1,5 п.л./1,0 п.л.).

3. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Расчетно-теоретическое и экспериментальное определение физико-механических характеристик композиционных материалов многослойных силовых элементов фюзеляжа лёгкого самолета // Инженерный

журнал: наука и инновации. 2024. №. 10 (154). 16 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2024-10-2392. (1,25 п.л./1,0 п.л.).

4. Tun Lin Htet. Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure // IOP Conf. Series: Mater. Sci. Eng. ICMTMTE. 2020. Vol. 709, No. 044113. DOI:10.1088/1757-899X/709/4/044113. (0,75 п.л./0,45 п.л.).

5. Tun Lin Htet, Prosuntsov P. V. Parametric and topology optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure // IOP Conf. Series: Mater. Sci. Eng. 2020. Vol. 934, No. 012029. DOI:10.1088/1757-899X/934/1/012029. (0,875 п.л./0,45 п.л.).

6. Tun Lin Htet, Prosuntsov P. V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318, No. 1. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>. (0,875 п.л./0,5 п.л.).

7. Tun Lin Htet, Prosuntsov P. V. Comparative analysis of the selection of lay-up stacking of polymer composite load-bearing elements for the tail section of fuselage structure of the light aircraft // MATEC Web. Conf. ICMTMTE. 2021. Vol. 346 (03111). DOI: <https://doi.org/10.1051/matecconf/202134603111>. (0,75 п.л./0,5 п.л.).

8. Tun Lin Htet, Prosuntsov P. V. Comparative analysis of methods for calculating the physio-mechanical characteristics of multi-layered composite materials // E3S Web of Conf. ERSME. 2023. Vol. 376, No. 01050. DOI: <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202337601050>. (1,00 п.л./0,6 п.л.).

9. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Топологическая оптимизация силового набора хвостовой части самолета для набора расчетных случаев // Труды конференции «Будущее машиностроения России». М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 806-807. (0,25 п.л./0,15 п.л.).

10. Тун Лин Хтет. Анализ расчетных случаев нагружения фюзеляжа самолета и топологическая оптимизация его силового набора // Труды XLIV академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 142-144. (0,25 п.л./0,15 п.л.).

11. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Оптимизация углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета // Труды XLV академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 182-185. (0,25 п.л./0,15 п.л.).

12. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа // Труды XLVI академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. С. 153-156. (0,3 п.л./0,2 п.л.).

13. Тун Лин Хтет, Просунцов П. В. Разработка конструктивной схемы шпангоутов хвостовой части фюзеляжа лёгкого самолета // Труды XLVII академических чтений по космонавтике. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. С. 98-100. (0,25 п.л./0,15 п.л.).