

На правах рукописи



Куприянова Янина Алексеевна

**МЕТОДИКА РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ СИЛОВЫХ
КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ**

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)»

Научный доктор технических наук, доцент
руководитель: **Парафесь Сергей Гаврилович**

Официальные **Ветров Вячеслав Васильевич,**
оппоненты: доктор технических наук, профессор, профессор кафедры
«Ракетное вооружение», Федеральное государственное
бюджетное учреждение высшего образования «Тульский
государственный университет», Тульская область, г. Тула

Раков Дмитрий Леонидович,
кандидат технических наук, старший научный сотрудник,
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
«Институт машиноведения имени А.А. Благонравова
Российской академии наук», г. Москва

Ведущая Акционерное общество «Государственное машиностроительное
организация: конструкторское бюро «Вымпел» им. И.И. Торопова», г. Москва

Защита состоится 21 ноября 2024 г. в 13:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, 125993.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке:
https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=181103

Автореферат разослан «_____» _____ 2024 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ

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



Стрелец Дмитрий Юрьевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Создание эффективных конструкций летательных аппаратов (ЛА) особенно важно в настоящее время для обеспечения конкурентоспособности отечественной авиации на мировом рынке. Для конструкций беспилотных летательных аппаратов (БЛА) одной из важных задач, решаемых на этапе проектирования, является снижение массы элементов конструкции с сохранением прочностных качеств. Благодаря новым решениям может быть значительно улучшена управляемость полета, повышена экономическая эффективность и другие характеристики военной и гражданской авиационной техники.

Новым инструментом исследований в этой области стал метод топологической оптимизации (ТО), который позволяет не только автоматизировать труд инженеров, но и помогает выйти за пределы традиционного концептуального проектирования, получить представление о других, возможно более эффективных вариантах конструкций. Теоретические основы решения вопросов весовой эффективности с помощью ТО заложены в работах P. Duysinx, E. Holmberg, O. Sigmund, M.P. Bendsoe и др. В то же время решение, полученное с помощью ТО, не всегда обладает высокой технологичностью, и в результате доработки конструкции появляется вероятность потери рационального решения. Работа направлена на создание методики проектирования силовых конструкций агрегатов БЛА с использованием методов топологической и параметрической оптимизации с учетом технологической проработки и нахождения новых эффективных конструктивных решений.

Степень разработанности темы исследования

Приоритетной задачей проектирования конструкций БЛА остается снижение массы и повышение технологичности. Большинство авиационных конструкций представляет собой тонкостенные системы, состоящие из обшивки и подкрепляющих элементов – лонжеронов, стрингеров, нервюр и шпангоутов. Это обуславливает чрезвычайно большую размерность задач оптимизации конструкций БЛА и является главной причиной того, что в настоящее время основное внимание уделяется развитию численных методов оптимизации, особенно в части поиска оптимального расположения и формы силовых элементов

конструкции, так называемой «топологии».

Исследованиями в области оптимизации конструкций занимались с 60-х годов прошлого века отечественные и зарубежные учёные: Н.В. Баничук, А.И. Боровков, И.С. Голубев, А.А. Дудченко, В.А. Комаров, А.А. Кузнецов, В.П. Малков, С.Г. Парафесь, В.В. Чедрик, М.Р. Bendsoe, P.W. Christensen, A. Klarbring, O. Sigmund и многие другие.

Возможности практического применения метода ТО для авиационно-космической отрасли, в том числе реализация ТО с помощью аддитивного производства, изложены в работах А.В. Болдырева, В.А. Комарова, а также многочисленных зарубежных исследователей. Проведение прочностных расчетов стало возможным благодаря сформированной базе данных в области прочности ЛА, созданной такими отечественными учеными, как М.Ф. Астахов, А.А. Бадягин, С.Н. Кан, А.И. Макаревский, Ф.А. Мухамедов, И.А. Свердлов, В.И. Фигуровский, В.М. Чижов и др.

Накопленный опыт в создании разнообразных форм и силовых схем, достижения в сфере «цифровых» технологий, интерес к появляющимся эвристическим методикам «искусственного интеллекта», развитие аддитивных технологий, появление материалов с «памятью формы», все это объясняет повышенный интерес ученых и конструкторов к методу ТО. Востребованность методов ТО обусловлена конкуренцией изделий в области авиастроения и необходимостью экономии средств в условиях импортозамещения.

Недостаточно изученными являются возможности применения ТО при проектировании силовых конструкций ЛА с учетом прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и технологических ограничений. В указанных исследованиях недостаточно внимания уделяется преобразованию силовой схемы в конструктивно-технологическое решение (КТР), пригодное для дальнейшего изготовления с помощью традиционных или аддитивных технологий. В задачах ТО алгоритм постобработки оптимизированной конструкции не формализован и требует значительных временных затрат для ручной корректировки модели.

В связи с этим в диссертации **представляется целесообразным** разработать методику рационального проектирования с использованием ТО, учитывающую,

помимо прочностных и функциональных ограничений, требования, диктуемые технологией изготовления конструкции.

Целью диссертации является разработка методики рационального проектирования конструктивно-технологических решений силовых конструкций ЛА с использованием топологической оптимизации.

Задачи исследования, сформулированные для достижения поставленной цели диссертационной работы:

1) Проанализировать перспективные методы рационального проектирования и оптимизации конструкций с целью разработки усовершенствованной методики оптимизации применительно к конструкциям ЛА с учетом комплекса функциональных и технологических ограничений;

2) Формализовать этапы топологической и параметрической оптимизации с учетом требований, предъявляемых к конструкциям ЛА, включая требования технологичности и минимума массы с учетом прочностных ограничений;

3) Реализовать разработанную методику рационального проектирования в задачах проектирования основных силовых агрегатов корпуса и несущих поверхностей БЛА с учетом жесткости, прочности и минимума массы;

4) Исследовать влияние граничных условий на результат оптимизации в задаче проектирования конструкции силовой панели для бронирования двери вертолета из композитного материала (стеклопластика) с последующим проведением натурных испытаний;

5) Реализовать разработанную методику в задаче проектирования конструктивно-технологического решения аэродинамического руля с учетом жесткости, прочности, аэроупругой устойчивости и минимума массы.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1) усовершенствован метод ТО применительно к силовым конструкциям БЛА в направлениях:

- разработаны структуры новых конечно-элементных моделей основных агрегатов БЛА, позволяющие повысить точность решения задачи ТО для разных расчетных случаев;

- сформулирован порядок формирования силовой схемы по результатам ТО с неизвестными начальными параметрами области проектирования;

- предложен новый алгоритм постобработки результатов оптимизации с использованием метода аппроксимации функций;

2) разработана новая методика рационального проектирования КТР силовых конструкций БЛА на основе ТО, с использованием технологической проработки КТР, ориентированных как на традиционные, так и на аддитивные технологии изготовления;

3) исследованы задачи рационального проектирования с учетом жесткости, прочности и минимума массы следующих конструкций ЛА:

- силовых и стыковых шпангоутов БЛА, изготавливаемых штамповкой или литьем;

- силовой панели, выполненной из стеклопластика, предназначенной для бронирования двери вертолета;

- крыла БЛА, изготавливаемого с использованием аддитивных технологий;

4) предложено новое рациональное КТР аэродинамического руля с учетом жесткости, прочности, аэроупругой устойчивости и минимума массы.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость заключается в следующем:

- развитие методов рационального проектирования конструкций за счет внедрения усовершенствованного подхода к ТО на этапах формирования модели, выбора граничных условий и постобработки результата;

- создание методики рационального проектирования силовых агрегатов БЛА с использованием структурной оптимизации, технологической проработки и параметрической оптимизации для дальнейшего изготовления с использованием аддитивных или традиционных технологий.

Практическая значимость заключается в реализации предложенной методики при разработке основных силовых конструкций БЛА, включая шпангоуты и несущие поверхности. Результаты исследования показали возможность повысить качество процесса проектирования конструкций

авиационной техники, что снизит сроки разработки и материальные затраты.

Полученные результаты учтены при создании технологии проектирования оптимизированной формы детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета» в рамках выполнения ОКР «Полиэтилен» (2022-2023г.) на предприятии АО ЦВМ «Армоком». В ходе исследования проведены натурные испытания и получен Акт внедрения.

Методология и методы исследования

Решение задач ТО и анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) проводились с использованием метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS Workbench.

Задачи ТО решались с использованием методов Solid Isotropic Material with Penalization (твёрдого изотропного материала со штрафным параметром) и Level Set (метода функций). Задачи оптимального проектирования руля, отвечающего требованию аэроупругой устойчивости, решались итерационным методом на основе математической модели метода заданных форм с использованием характеристик собственных колебаний руля и корпуса, полученных с помощью метода конечных элементов.

Определение физико-механических характеристик натуральных образцов проводили на универсальной испытательной машине УТС-110М-100-0У.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика рационального проектирования КТР силовых конструкций ЛА с использованием ТО;
2. Усовершенствованный подход к ТО конструкций в части формирования структуры проектной области, выбора параметров оптимизации и интерпретации результата с использованием методов аппроксимации;
3. Результаты рационального проектирования силовых конструкций ЛА:
 - 3.1 Результаты проектирования шпангоутов и несущих поверхностей маневренного БЛА, изготавливаемых как традиционными, так и аддитивными технологиями, с учетом прочности, жесткости и минимума массы;

3.2 Результаты рационального проектирования конструкции и натурных испытаний силовой панели для бронирования двери вертолета;

3.3 Результаты рационального проектирования КТР аэродинамического руля с учетом критериев прочности, аэроупругой устойчивости и минимума массы.

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных результатов обусловлена использованием проверенных методов анализа НДС и аэродинамических характеристик авиационных конструкций, математическим анализом расчетных моделей и сравнением типовых конструкций с конструкциями, полученными с использованием предложенной методики проектирования. Проведены натурные испытания на универсальной испытательной машине УТС-110М-100-0У, по результатам которых составлен протокол №1/23 от 14.11.2023 г.

Апробация результатов

Результаты, изложенные в диссертации, докладывались на 11 международных конференциях: Гагаринские чтения – 2023, 2022, 2021, 2020, 2019; Авиация и космонавтика – 2023, 2022, 2021, 2020, 2019; Люльевские чтения – 2020.

По теме работы автором опубликовано шесть статей, из них четыре – в рецензируемых изданиях перечня ВАК при Минобрнауки России. Одна статья опубликована в международном журнале «Aerospace Systems», индексируемом в международных реферативных базах данных Scopus.

Личный вклад автора заключается в разработке методики проектирования конструкций БЛА с использованием методов ТО; формировании конечно-элементных моделей, определении параметров оптимизации; разработке методики формирования КТР на основе результатов оптимизации. Представленные в диссертационной работе результаты получены при непосредственном участии автора.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения, перечня сокращений и условных обозначений, списка литературы и

трех приложений. Общий объем диссертации составляет 139 страниц, работа содержит 44 Рисунка и 11 Таблиц. Список литературы включает 118 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность работы, рассмотрена степень разработанности темы исследования, сформулированы цель и задачи диссертации, представлена научная новизна диссертационной работы и обоснована ее теоретическая и практическая значимость, указаны положения, выносимые на защиту, раскрыты достоверность, апробация полученных результатов и личный вклад автора.

В первой главе представлены классификация методов проектирования и обзор научных публикаций в области проектирования конструкций БЛА, рассмотрены общие принципы рационального конструирования и вопросы выбора рационального КТР.

Во второй главе сформулирована постановка задачи исследования и сформулирована методика рационального проектирования, представленная на Рисунке 1 в виде блок-схемы. Формулируется следующая задача исследования: найти такой набор геометрических параметров силовых элементов, характеризующий их форму, структуру, взаимное расположение и размеры, при котором выполняются требования и ограничения, предъявляемые к конструкции, и достигается минимум целевой функции. В качестве исходных данных используются: вектор параметров X^Ω области проектирования Ω ; граничные условия: действующие внешние силы F , нагрев и ограничения на перемещение; значения физико-механических характеристик конструкционного материала: предел прочности σ_b и текучести $\sigma_{0.2}$, модуль упругости E .



Рисунок 1 – Блок-схема методики рационального проектирования КТР силовых конструкций ЛА

Целью ТО является определение оптимальной компоновки силовой конструкции в заданной области, то есть получение информации о топологии, форме и размерах конструкции. В методах, основанных на учете плотности материала, распределение материала в области проектирования характеризуется проектной переменной $\rho(\mathbf{x})$, так называемой «псевдоплотностью». Значение этой переменной варьируется от 0 до 1, где «0» соответствует отсутствию материала, а «1» – наличию материала. В качестве проектных параметров ТО рассматривается вектор параметров \mathbf{x} , где каждый параметр характеризует соответствующий элемент в конечно-элементной модели. Целевая функция – минимизация податливости (максимизация жесткости), ограничение – итоговый объем конструкции. Главной целью постобработки результата оптимизации является представление некоторой функции, описывающей положение элементов в пространстве, в аналитическом виде. Поставленная цель достигается решением задачи линейной аппроксимации таблично заданной функции. Рассмотрены два подхода к интерпретации результата ТО – на основе методов NURBS-

интерпретации и «скелетизации». Для параметрической оптимизации, позволяющей получить рациональное КТР минимальной массы, в качестве исходных данных используются размерные параметры, полученные после постобработки, а в качестве ограничения – прочность конструкции. Для оценки прочности конструкции используется максимальное эквивалентное напряжение по Мизесу $\sigma_{\text{экв max}}$.

Таким образом, с помощью набора параметров, полученных в результате параметрической оптимизации с учетом технологии изготовления, формируется рациональное КТР конструкции ЛА.

В третьей главе приведены результаты реализации разработанной методики в задачах рационального проектирования силовых конструкций ЛА: шпангоутов БЛА и детали «Поддержка» для крепления бронепанели двери вертолета.

Проектирование рациональной формы силового шпангоута

На Рисунке 2 представлен результат ТО силового шпангоута с помощью программного обеспечения ANSYS Workbench. В качестве материала конструкции выбран алюминиевый сплав с $\sigma_{0,2} = 200$ МПа. В результате ТО получена структурная схема шпангоута (Рисунок 2), и определен набор параметров отверстий в зависимости от типа элемента.

Результат топологической оптимизации



Схема, полученная в результате постобработки

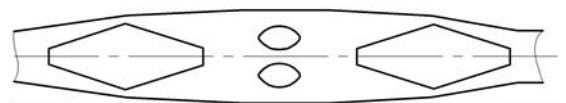


Рисунок 2 – Результат оптимизации шпангоута

Проведен выбор размеров элементов шпангоута на основе исследования их НДС методом конечных элементов. Целевой функцией выбрана зависимость массы конструкции от геометрических размеров, а в качестве ограничения – прочность

при нагружении. Для каждого геометрического параметра установлено дополнительное технологическое ограничение. Проведена параметрическая оптимизация, в результате которой получен вариант с массой 4,3 кг и максимальным эквивалентным напряжением $\sigma_{\text{экв max}} = 196,5$ МПа, что удовлетворяет требованию прочности. Полученная с помощью предложенной методики конструкция имеет массу на 21% меньше, чем конструкция, рассчитанная по обычному алгоритму ТО.

Проектирование стыка литьевого шпангоута

Исследована возможность использования метода ТО Level Set и предложенной методики проектирования для получения рациональной формы силовых шпангоутов, изготовленных литьевым способом. На Рисунке 3 показаны схема для расчета стыковых силовых шпангоутов и фрагмент результата оптимизации.

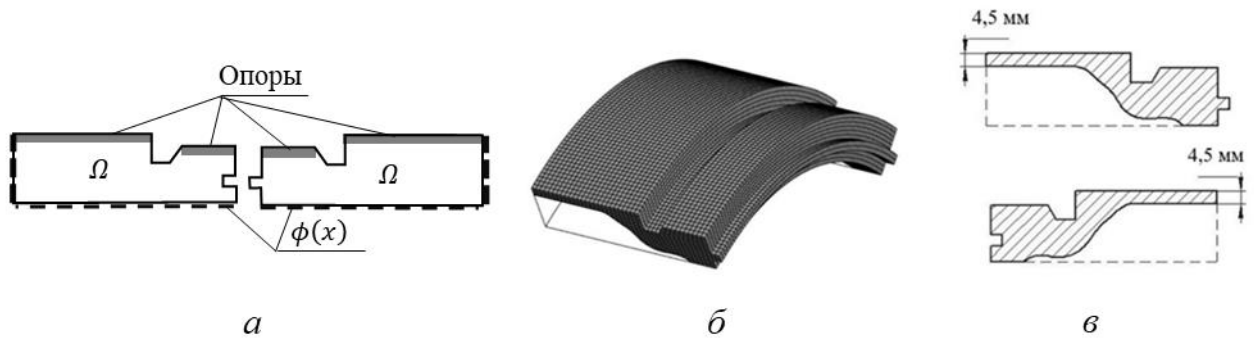


Рисунок 3 – Расчет стыковых силовых шпангоутов: а – схема для расчета стыковых силовых шпангоутов; б, в – результат оптимизации: фрагмент шпангоута (б) и сечение шпангоутов (в)

Граница области проектирования Ω задана как функция $\phi(x)$. Задача оптимизации сводится к нахождению изоповерхности скалярной функции $\phi(x)$ с экстремальным значением целевой функции. В результате ТО получена оптимальная форма сечения шпангоута, показанная на Рисунке 3 б, в.

Заключительный этап параметрической оптимизации позволил уменьшить толщину стенки шпангоутов до 2 мм в соответствии с технологическим ограничением. При этом выполнялось условие прочности, а масса одного

шпангоута составила 1,88 кг. Получено КТР стыка литьевого шпангоута со снижением массы в два раза относительно массы исходной конструкции (Рисунок 3, а).

Проектирование панели для бронирования двери легкого многоцелевого вертолета КА-226Т

Разработана рациональная конструкция прототипа детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета». Деталь представляла собой плоскую панель в виде скошенного параллелограмма и имела несколько отверстий диаметром 6 мм для крепления к двери легкого многоцелевого вертолета модели КА-226Т, а также крепежные отверстия диаметром 8 мм для установки бронепанели (Рисунок 4).

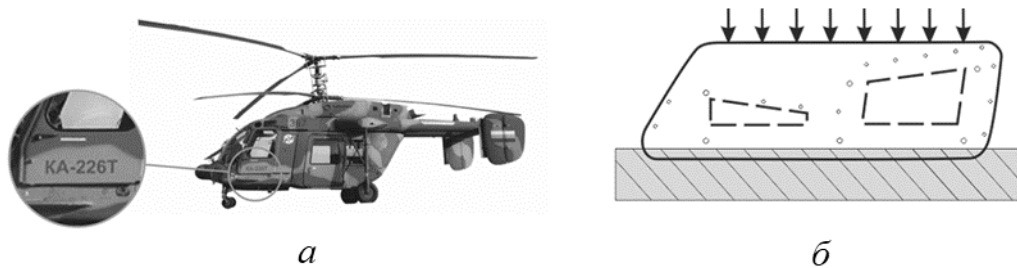


Рисунок 4 – Внешний вид вертолета КА-226Т (а) и расчетная схема бронепанели (б)

Материал детали – стеклопластик толщиной 3 мм. Для снижения массы в штатном образце выполнены два отверстия (Рисунок 4, б).

После формирования новых вариантов конструкций с использованием предложенной методики проектирования получены детали, показанные на Рисунке 5. Данные проверки исследуемых моделей с помощью натуральных прочностных испытаний на сжатие приведены в Таблице 1 и на Рисунке 5.

Таблица 1 – Результаты натуральных прочностных испытаний

№ образца	Разрушающее усилие при сжатии, кН	Прочность при сжатии σ , МПа	Масса m , г
1 (штатный)	27,4	96,5	71,8
2	37,2	130,9	69,9
3	32,1	113,0	66,3
4	32,2	113,4	69,8
5	32,6	114,8	69,2
6	21,5	75,7	63,4
7	22,4	78,9	60,7

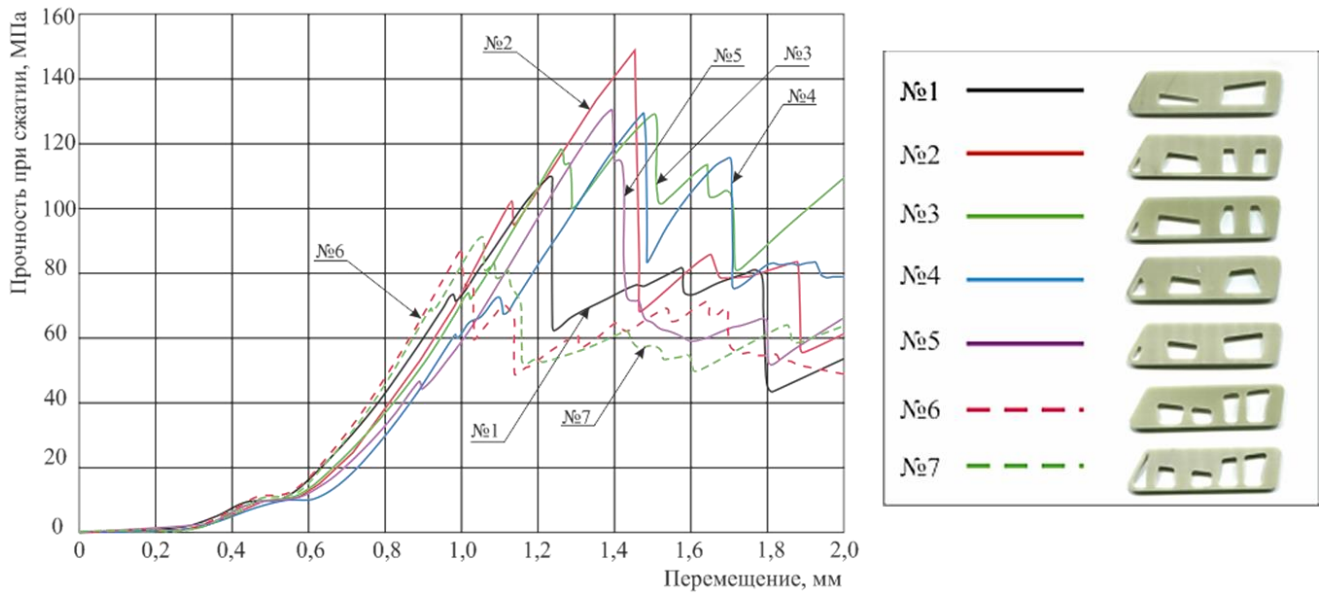


Рисунок 5 – Диаграмма сжатия для разных вариантов конструкции

Исследовано влияние граничных условий на результат ТО. Анализ результатов показал, что оптимальную геометрию при снижении массы на 2,7% и увеличение прочности на 35% имеет образец №2 с «V»-образными вертикальными стойками. Оптимальной конструкцией с минимальным весом при снижении прочности до 25% является образец №7, имеющий максимальное количество отверстий. Допустимое снижение массы при условии сохранения 75% от исходной прочности составило 13%.

В четвертой главе приведено решение задачи рационального проектирования несущих поверхностей БЛА с учетом требований жесткости, прочности, аэроупругой устойчивости и минимума массы.

Проектирование силовой схемы крыла малого удлинения

В качестве прототипа рассмотрено крыло, изготавливаемое с помощью традиционных технологий, с моноблочной силовой схемой и узловой стыковкой с двумя точками крепления к корпусу БЛА (Рисунок 6).

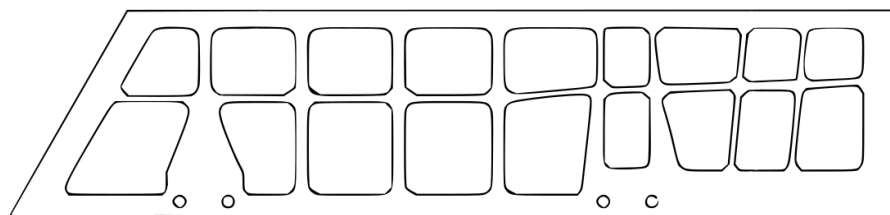


Рисунок 6 – Общий вид типовой силовой схемы крыла

Конечно-элементная модель крыла состояла из носка, законцовки, концевой нервюры, бортовой нервюры и обшивки. Постобработка проводилась с использованием линейной аппроксимации. Результат ТО показан на Рисунке 7, а. В процессе постобработки получен «скелетный» каркас будущей конструкции, образованный биссектрисами между границами силовых элементов (Рисунок 7, б). В результате равномерного наращивания материала на полученном каркасе, с учетом технологических ограничений, сформировано КТР (Рисунок 7, в).

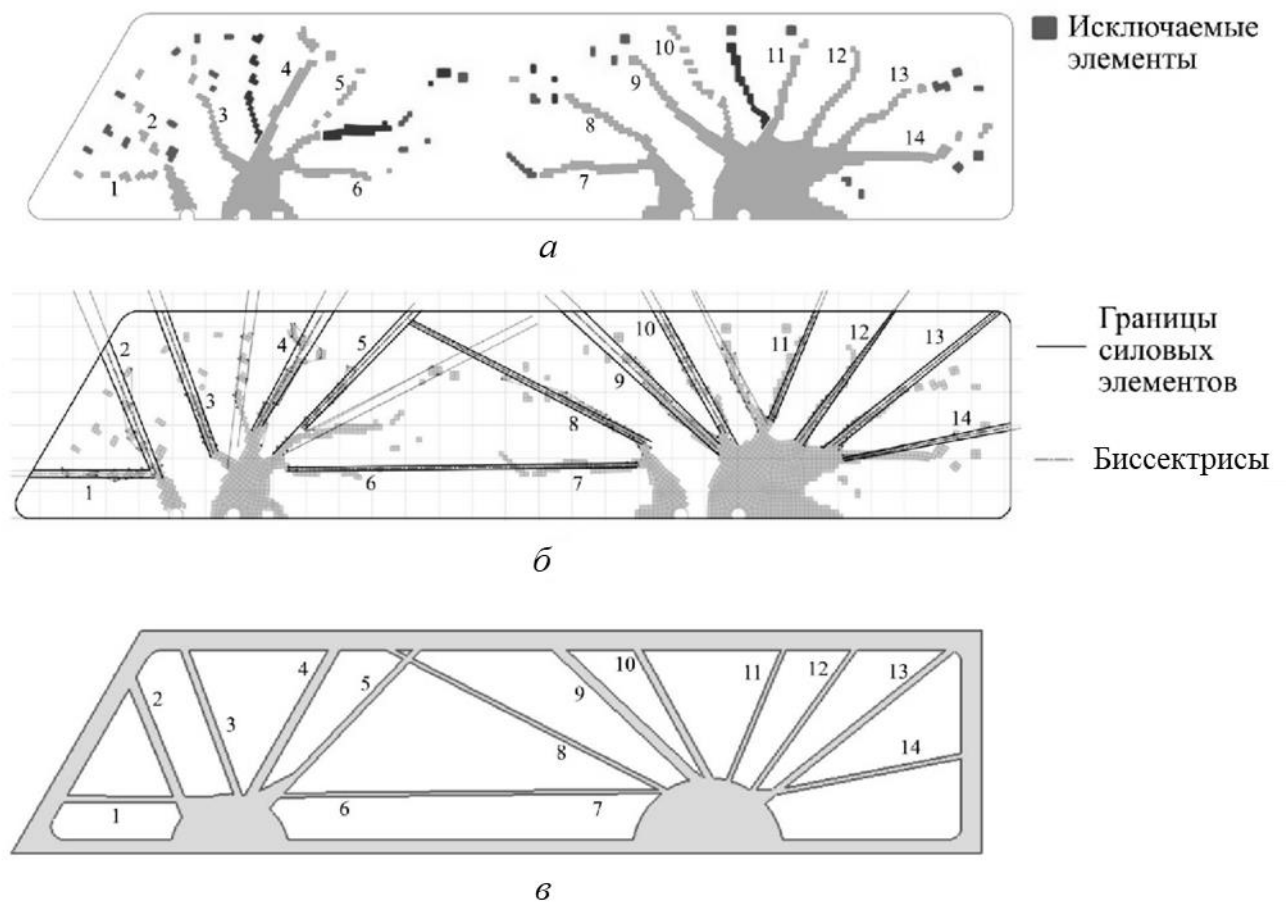


Рисунок 7 – Формирование конструктивно-силовой схемы крыла по результатам оптимизации: а – анализ результата; б – постобработка с помощью аппроксимации; в – КТР

По результатам анализа НДС значения максимальных эквивалентных напряжений КТР составили $\sigma_{\text{экв max}} = 315$ МПа, что удовлетворяет требованиям прочности. На последующем этапе проектирования проведена параметрическая оптимизация с целью поиска оптимальных геометрических значений силовых элементов. Задача значительно упрощена за счет формализации расположения и

формы элементов благодаря этапу постобработки с использованием линейной аппроксимации.

Возможность применения аддитивных технологий обусловило использование результата обшивки с переменной толщиной. Поэтому в качестве оптимизируемого параметра дополнительно выбрана толщина обшивки. Для проведения расчетов обшивка крыла условно делилась на три зоны: s_1 , s_2 и s_3 (Рисунок 8). Задача оптимизации заключалась в поиске оптимального значения толщины обшивки для каждой зоны из условия минимума массы с ограничением на значение максимальных эквивалентных напряжений ($\sigma_{\text{экв max}} \leq \sigma_{0,2}$).

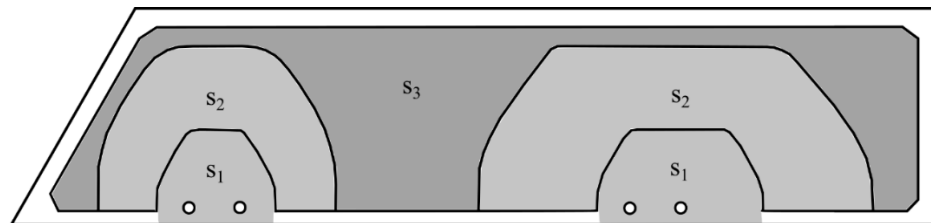


Рисунок 8 – Области с разным значением толщины обшивки

По результатам анализа НДС максимальные значения эквивалентных напряжений составили $\sigma_{\text{экв max}} = 0,89\sigma_{0,2}$. Установлено, что в сравнении с типовым крылом для исследуемого крыла с переменной обшивкой получено преимущество по массе 24%, что может существенно повысить эффективность всего БЛА.

Проектирование рационального аэродинамического руля

Задача проектирования рациональной конструкции руля, отвечающей требованиям аэроупругой устойчивости, прочности, жесткости и минимума массы решалась в соответствии со схемой, представленной на Рисунке 9. Дополнительной задачей проектирования являлось определение оптимальных параметров носка, играющего роль противобалласта. Предложенная методика проектирования (Рисунок 1) была доработана с учетом новых требований в части формирования силовой схемы и параметрической оптимизации.

Результат численного моделирования аэродинамического руля с помощью ANSYS Workbench показан на Рисунке 10, а, б. В результате постобработки ширина

основного центрального силового элемента составила 28 мм, а ширина вспомогательных ребер – 14 мм (Рисунок 10, в). На основе силовой схемы, полученной по результатам ТО и постобработки, спроектировано КТР аэродинамического руля, отвечающее технологическим ограничениям (Рисунок 10, г).



Рисунок 9 – Блок-схема расширенной методики рационального проектирования

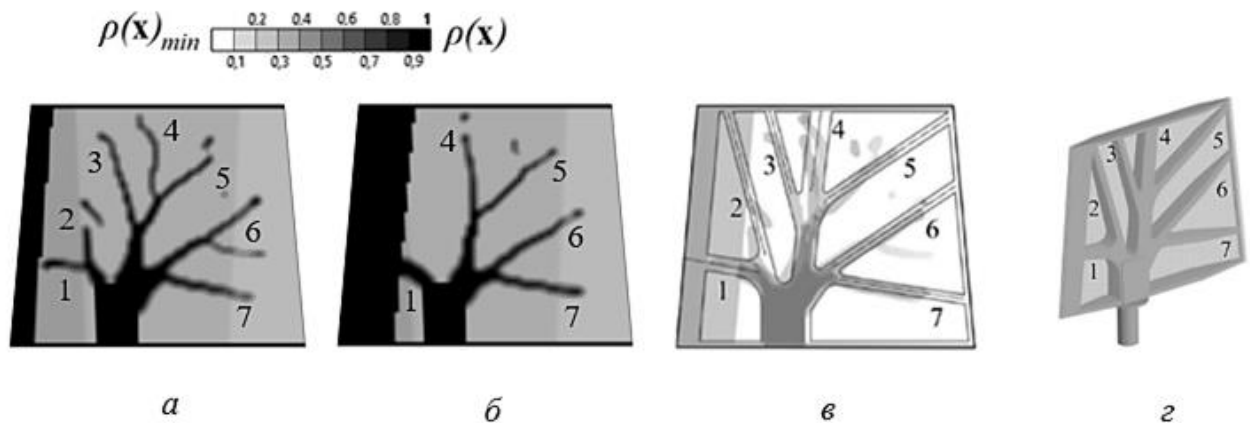


Рисунок 10 – Формирование КТР по результатам топологической оптимизации:
 а, б – распределение материала в конструкции руля для ширины балансировочного носка $b_{cp}^{\min} = 30$ мм и $b_{cp}^{\max} = 75$ мм соответственно;
 в – формирование силовой схемы внутреннего каркаса руля;
 г – результат постобработки

Для предложенной конструкции проведен анализ НДС. Установлено, что прочностные характеристики КТР удовлетворяют условиям прочности для всех значений $b_{\text{ср}}$.

Исследован флаттер БЛА, оснащенный аэродинамическими рулями с прямой осью вращения, без учета колебаний крыльев. При построении расчетной модели учтено, что жесткость вращения руля на порядок ниже, чем у неподвижного закрепленного руля (крутильная жесткость «лопатки» руля). В рамках решения задачи оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости расчет на флаттер проводился для двух вариантов КТР, имеющих прямой и скошенный балансировочные носки. Для каждого варианта КТР аэродинамического руля с разными параметрами балансировочного носка определены значения моментов инерции J_{xx}, J_{zz}, J_{xz} , статических моментов S_x, S_z , частот изгибных f_1 и крутильных f_2 колебаний руля.

В Таблице 2 приведены значения указанных характеристик для минимальных $b_{\text{ср}}^{\min}$ и максимальных значений $b_{\text{ср}}^{\max}$ параметров ширины балансировочного носка прямого и скошенного типа.

Таблица 2 – Характеристики руля с балансировочным носком

	$J_{xx},$ кг·мм ²	$J_{zz},$ кг·мм ²	$J_{xz},$ кг·мм ²	$S_x,$ кг·мм	$S_z,$ кг·мм	$f_1,$ Гц	$f_2,$ Гц
Для прямого балансировочного носка							
$b_{\text{ср}}^{\min} = 30$ мм	190606	61871	32005	193	884	267	453
$b_{\text{ср}}^{\max} = 75$ мм	265646	73111	8579	44	1231	237	411
Для скошенного балансировочного носка							
$b_{\text{ср}}^{\min} = 33,5$ мм	195321	62764	30217	183	904	265	446
$b_{\text{ср}}^{\max} = 65$ мм	258658	70379	12159	84	1174	235	409

Результаты исследования флаттера с использованием многостепенной модели для расчетного режима полета БЛА в виде зависимости критической скорости $V_{\text{кр}}$ и частоты флаттера $f_{\text{фл}}$ от средней ширины балансировочных носков для двух вариантов рулей с постоянной и переменной шириной носка представлены на Рисунке 11.

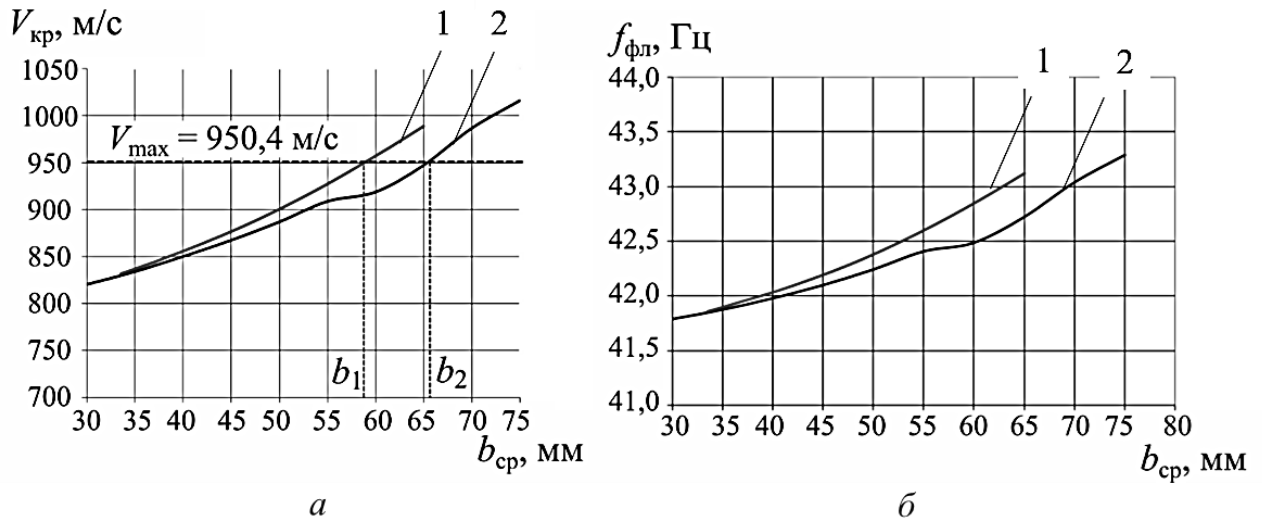


Рисунок 11 – Результаты исследования флаттера: зависимость критической скорости (а) и частоты флаттера (б) от параметров балансировочного носка; 1 – скошенный носок, 2 – прямой носок

Установлено, что оптимальными по массе являются рули с противофлаттерными балансирами в виде усиленной передней кромки шириной 66 мм в случае носка, постоянного по ширине, и средней шириной 58 мм в случае носка, переменного по ширине. При этом масса оптимального с точки зрения аэроупругой устойчивости руля с переменной передней кромкой на 7% ниже массы руля с прямой передней кромкой.

Таким образом, с помощью топологической и параметрической оптимизации найдено оптимальное решение задачи проектирования руля, отвечающего требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования **разработана методика рационального проектирования конструктивно-технологических решений силовых конструкций ЛА с использованием топологической оптимизации.**

Основные новые научные результаты диссертационной работы заключаются в следующем:

1. Разработана **методика оптимизации** конструкций ЛА, сформированная на базе существующих перспективных методов проектирования и оптимизации, позволяющая учесть комплекс функциональных и технологических ограничений.

В разработанной методике оптимизации использован **новый подход к формированию силовой схемы по результатам ТО** в задаче с неизвестными параметрами области проектирования и предложен **новый алгоритм постобработки результата ТО с использованием метода аппроксимации**, позволяющий учесть требования технологичности конструкций, изготавливаемых с использованием аддитивных или традиционных технологий; сократить время, необходимое для интерпретации результата и подготовки модели к производству.

2. **Формализованы этапы топологической и параметрической оптимизации** с учетом специфических требований, предъявляемых к конструкциям ЛА.

3. **Разработанная методика реализована в задачах проектирования основных силовых конструкций ЛА:**

3.1 Силового шпангоута БЛА с учетом жесткости, прочности и минимума массы. Масса шпангоута, спроектированного по предложенной методике **снижена на 21%** по сравнению с конструкцией, полученной в результате стандартного подхода к ТО;

3.2 Стыковых шпангоутов БЛА с учетом жесткости, прочности и минимума массы. Масса шпангоутов, полученных после этапа параметрической оптимизации

снижена на 10% по сравнению с массой конструкций, полученных в результате ТО;

3.3 Крыла БЛА, изготавливаемого с помощью аддитивных технологий. Установлено, что крыло, спроектированное по предложенной методике, **имеет массу на 24% меньше массы типовой конструкции.**

4. **Разработанная методика использована при проектировании детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета»** на предприятии АО ЦВМ «Армоком», получен протокол с **положительными результатами натуральных испытаний**, методика внедрена в производственный процесс. **Исследовано влияние граничных условий на результат оптимизации.** Установлено, что оптимальную геометрию вырезов при снижении массы на 2,7% имеет образец детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета» с «V»-образными вертикальными стойками. Получено увеличение прочности конструкции на 35%.

5. **Разработанная методика реализована в задаче рационального проектирования КТР аэродинамического руля БЛА** с учетом требований прочности, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Исследованы конструкции с двумя формами балансировочного носка. Установлено, что масса оптимального с точки зрения аэроупругой устойчивости руля с переменной передней кромкой на 7% ниже массы руля с прямой передней кромкой. **Получено КТР, отвечающее поставленным условиям и ограничениям.**

Перспективы дальнейшей разработки темы

Дальнейшее развитие предлагаемого подхода должно быть ориентировано на автоматизацию процесса постобработки, заключающейся в учете конструктивно-технологических ограничений за счет создания соответствующего программного обеспечения, и исследования конструкций планера ЛА, изготавливаемых с использованием композитных материалов.

В ПРИЛОЖЕНИИ к диссертации представлены Акт внедрения результатов диссертационной работы в АО ЦВМ «Армоком», протокол испытаний образцов «Модель детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета» и расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА.

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

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, включенных в международные системы цитирования

1. Kupriyanova Y.A., Parafes' S.G. Design of the strength frame of the aerodynamic rudder using the topological optimization method // Aerospace Systems. – 2023. – 7. – PP. 123-130

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации

1. Акимов В.Н., Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Рациональное проектирование конструкции аэродинамического руля с учетом прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2024. – Т. 27(2). – С. 43–59

2. Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Формирование конструктивно-технологического решения аэродинамического руля с использованием топологической оптимизации // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – № 5. – 15 с.

3. Куприянова Я.А. Методика проектирования конструктивно-силовой схемы несущей поверхности малого удлинения с использованием топологической оптимизации // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – № 9. – 13 с.

4. Куприянова Я.А. Проектирование термомеханического хомутового стыка из материалов с эффектом памяти формы для беспилотных летательных аппаратов // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2022. – Т. 25(1). – С. 89–99

Статьи в материалах всероссийских и международных конференций

1. Куприянова Я.А. Проектирование шпангоутов с «памятью формы» для беспилотных летательных аппаратов малого диаметра // Сборник избранных научных докладов по итогам XLV Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения». Сборник трудов научно-исследовательских работ студентов МАИ. Москва. – МАИ. – 2019. – С. 44–51

Материалы всероссийских и международных конференций

1. Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Решение задачи проектирования рациональной конструкции руля с использованием структурной и параметрической оптимизации // 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». – 2023. – Тезисы. – С. 31-32
2. Куприянова Я.А. Использование топологической оптимизации при проектировании аэродинамических органов управления с учетом динамической жесткости // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLIX Гагаринские чтения 2023. – 2023. С. 40-41
3. Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Проектирование силового каркаса аэродинамического руля с использованием метода топологической оптимизации // 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». – 2022. – Тезисы. – С. 47-48
4. Куприянова Я.А. Топологическая оптимизация несущей поверхности малого удлинения // Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII Гагаринские чтения 2022. – 2022. – С. 344
5. Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Решение задачи структурно-параметрической оптимизации конструктивно-технологических решений несущих поверхностей, изготовленных с помощью аддитивных технологий // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». – 2021. – Тезисы. – С. 349–350.
6. Куприянова Я.А. Влияние внутреннего рельефа поверхности транспортно-пускового контейнера на надежность старта беспилотного летательного аппарата // «Гагаринские чтения – 2021»: Сборник тезисов докладов. – 2021. С. 612-613
7. Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Применение композиционных материалов с «памятью формы» при проектировании подкрепляющих конструкций // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». – 2020. – Тезисы. – С. 757–758
8. Куприянова Я.А. Проектирование оболочек малогабаритных БЛА с шарнирно-стержневой системой // Люльевские чтения: материалы двенадцатой межрегиональной отраслевой научно-технической конференции. – АО «ОКБ «Новатор». – 2020. – С.193

9. Куприянова Я.А. Применение ауксетиков при проектировании летательных аппаратов // «Гагаринские чтения – 2020»: Сборник тезисов докладов. – 2020. – С. 969

10. Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Перспективы применения технологии 4D-печати для проектирования беспилотных летательных аппаратов // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». – 2019. – Тезисы. – С. 141

11. Куприянова Я.А. Разработка конструкции цельноформованной ребристой оболочки для беспилотных летательных аппаратов малого диаметра // «Гагаринские чтения – 2019»: Сборник тезисов докладов. – 2019. – С. 852–853