

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

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»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук, доцент
Парафесь Сергей Гаврилович

Москва – 2024

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1 КЛАССИФИКАЦИЯ И ОБЗОР МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	13
1.1 Понятия рационального, оптимального и автоматизированного проектирования конструкций.....	13
1.2 Роль концептуального проектирования и оптимизации в разработке конструкций беспилотных летательных аппаратов.....	16
1.3 Выбор рационального решения при традиционном проектировании	18
1.4 Особенности структурной оптимизации в методе «точного попадания».....	20
1.5 Общие принципы рационального конструирования	23
1.6 Выбор конструкционного материала	26
ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ	31
2.1 Определение параметров и критерия качества для оптимизируемых конструкций.....	31
2.2 Постановка и методы решения задачи исследования	34
2.2.1 Постановка задачи исследования	34
2.2.2 Используемые в исследовании методы	37
2.3 Постановка задачи топологической оптимизации.....	40
2.3.1 Роль топологической оптимизации при проектировании авиационных конструкций.....	40
2.3.2 Особенности проектирования с использованием топологической оптимизации.....	42
2.3.3 Недостатки вычислительных методов топологической оптимизации	50
2.4 Методика постобработки с помощью линейной аппроксимации.....	51
2.5 Параметрическая оптимизация конструктивно-силовой схемы	61

ГЛАВА 3 РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ БЛА С УЧЕТОМ ЖЕСТКОСТИ, ПРОЧНОСТИ И МИНИМУМА МАССЫ.....	67
3.1 Проектирование рациональной формы силового шпангоута.....	67
3.2 Проектирование стыка литьевого шпангоута	77
3.3 Проектирование панели для вертолета КА-226Т.....	80
ГЛАВА 4 РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ ЖЕСТКОСТИ, ПРОЧНОСТИ, АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И МИНИМУМА МАССЫ	86
4.1 Проектирование рациональной конструкции крыла малого удлинения с учетом требований прочности и жесткости	86
4.1.1 Постановка и алгоритм решения задачи проектирования крыла с использованием топологической оптимизации	86
4.1.2 Определение оптимального распределения материала в крыле методом топологической оптимизации.....	89
4.1.3 Формирование конструктивно-силовой схемы крыла с постоянной обшивкой, изготавливаемого по традиционной технологии.....	93
4.1.4 Формирование силовой схемы крыла с переменной по толщине обшивкой, изготавливаемого с использованием аддитивных технологий	95
4.2 Проектирование рациональной конструкции руля с учетом требований прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости	97
4.2.1 Постановка задачи проектирования рациональной конструкции аэродинамического руля.....	97
4.2.2 Формирование конструктивно-силовой схемы руля.....	103
4.2.3 Параметрическая оптимизация конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости.....	105
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	112
ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	114

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	121
ПРИЛОЖЕНИЕ А Акт внедрения	133
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Протокол испытаний.....	134
ПРИЛОЖЕНИЕ В Расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА	136

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Создание эффективных конструкций летательных аппаратов (ЛА) особенно важно в настоящее время для обеспечения конкурентоспособности отечественной авиации на мировом рынке. Проектирование всегда связано с разработкой новых методов изобретательской деятельности. Внедрение цифровых технологий, проведение поисковых научных исследований и экспериментов в интересах обновления научно-технологического задела является одним из приоритетных направлений развития авиационной промышленности Российской Федерации [60].

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.

Создаваемые конструкции являются результатом накопленного опыта, интуиции, представлением соответствующей «школы». Еще до проектирования инженер приблизительно знает, как должна выглядеть деталь.

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. Теоретические основы решения вопросов весовой эффективности конструкций с помощью ТО заложены в работах P. Duysinx, E. Holmberg, O. Sigmund, M.P. Bendsoe, A.B. Болдырева и др. [85, 93, 79, 111, 10]. Работоспособность этого метода подтверждена рядом авторов, показавшим возможность снижения массы конструкции с сохранением прочностных характеристик [59, 67, 89]. В то же время полученное решение ТО конструкции не гарантирует высокую технологичность, 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, 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».

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 ракетостроения и необходимостью экономии средств в условиях импортозамещения.

Исследованиями в области оптимизации конструкций занимались с 60-70-х годов прошлого века отечественные и зарубежные учёные: С.Г. Парафесь, В.А. Комаров, Н.В. Баничук, А.А. Дудченко, В.П. Малков, В.В. Чедрик, А.И. Боровков, А.А. Кузнецов, М.Р. Bendsoe, О. Sigmund, P.W. Christensen, A. Klarbring и многие другие [53, 32, 6, 23, 48, 73, 12, 39, 79, 84, 16, 76].

Возможности практического применения метода ТО для авиационно-космической отрасли, в том числе реализация ТО с помощью аддитивного производства изложены в работах В.И. Бирюка, А.В. Болдырева, а также

многочисленных зарубежных исследователей [8, 9, 78, 83, 116, 89, 96, 104, 105, 87, 112].

Проведение прочностных расчетов стало возможным благодаря сформированной базе данных в области прочности ЛА, созданной такими учеными, как – М.Ф Астахов, А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов, С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович, С.Н. Кан, И.А. Свердлов, А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин, В.И. Фигуровский, А.И. Макаревский, В.М. Чижов и др. [3, 5, 24, 27, 43, 70, 47].

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 КТР силовых конструкций ЛА с использованием ТО.

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 КТР аэродинамического руля с учетом жесткости, прочности, аэроупругой устойчивости и минимума массы.

Объекты исследования – основные силовые конструкции ЛА.

Предмет исследования – задачи рационального проектирования КТР силовых конструкций ЛА.

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, включающая метод 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 каркасы несущих поверхностей. Результаты исследования показали возможность повысить качество процесса проектирования конструкций авиационной и ракетной 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 (Приложение А).

Методология и методы исследования

Анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) и расчет ТО

проводились с использованием метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS Workbench.

Задачи ТО решались с использованием методов Solid Isotropic Material with Penalization (SIMP) (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 соответственно с помощью математических моделей метода конечных разностей и 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 натуральных 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 (Приложение Б).

Апробация результатов

Результаты, изложенные в диссертации, доложены и обсуждены на одиннадцати международных и всероссийских научных конференциях:

- Гагаринские чтения – 2023, 2022, 2021, 2020, 2019;
- Авиация и космонавтика – 2023, 2022, 2021, 2020, 2019;
- Люльевские чтения – 2020.

Содержание диссертации изложено в шести статьях, из них четыре [1, 40, 41, 42] – в рецензируемых изданиях перечня ВАК при Минобрнауки России. Одна статья [100] 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.

Соответствие паспорту специальности

Диссертационная работа соответствует специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов», поскольку в ней находят отражение следующие пункты паспорта специальности:

1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и КТР, агрегатов и систем ЛА, с учетом особенностей технологии изготовления ...

3. Создание и отработка принципиально новых конструктивных решений выполнения узлов, систем и ЛА в целом. Исследование их характеристик и оценка перспектив применения.

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.

ГЛАВА 1 КЛАССИФИКАЦИЯ И ОБЗОР МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1 Понятия рационального, оптимального и автоматизированного проектирования конструкций

Неотъемлемой частью проектирования является оптимизация проектных решений. Эта задача представляет собой сложный процесс, включающий оценку характеристик и требований, предъявляемых к рассматриваемой системе, и определение ее основных параметров.

Понятие «оптимального решения» (лат. *optimis* – лучший) предполагает, что предложенная конструкция будет наилучшим решением при всех возможных вариантах. Приемлемое для конструктора «рациональное решение» не претендует на роль лучшего варианта и является работоспособным при имеющихся временных, вычислительных и других ограничениях. Тем не менее, создание рациональной конструкции, как правило, требует использования методов оптимизации.

В первой половине XX века внимание исследователей в области конструирования в первую очередь уделялось вопросам анализа. В это время появились основные положения, позволяющие решить задачи статики и динамики и определить точные значения напряжений, перемещений и других физико-механических характеристик нагруженной конструкции. При этом отсутствовало ясное представление о том, как соотнести эти результаты с параметрами, характеризующими внешнюю геометрию конструкции и расположение материала внутри нее, для удовлетворения требований прочности и эксплуатационных ограничений.

В середине 1950-х годов начал формироваться подход, определивший во многом метод оптимального проектирования. Этот метод, отраженный в работах [90, 91], получил название «техническая разработка системы», а его основная идея

предполагала определение требований и целей системы с дальнейшим поэтапным приближением к оптимальному решению. После формулировки задач, требуемых от системы, согласно алгоритму технической разработки – следовал этап количественного описания ее функций. На следующем этапе в ходе концептуального проектирования определяли границы допустимых значений параметров системы. Необходимым условием являлось сохранение работоспособности выбранных ранее функций. После следовал этап оптимального проектирования, целью которого являлся синтез лучшего проекта за счет выбора параметров, определенных на предыдущем этапе, и определение ограничений, обусловленных технологией или функциональностью. Одновременно формировались критерии выбора параметров. Заключительным этапом данного алгоритма являлось описание оптимальной системы.

Существенный вклад в оптимальное проектирование конструкций внес Д. Уальд, сформулировав в своей работе [68] специфические структурные характеристики проектных задач и предложив новые концепции рациональных методов проектирования.

Метод оптимального проектирования характеризуется большим количеством решаемых задач, на постановку которых влияет тип конструкции, характер действующих нагрузок, внешние факторы и т.д. Вопросами оптимального проектирования в разное время занимались как отечественные ученые: М.И. Рейтман, Г.С. Шапиро, Н.В. Баничук и другие [61, 6, 7], так и зарубежные исследователи: Ж.Л. Арман, Я. Хаслингер, П. Нейтананмяк и др. [2, 72].

Развитие вычислительной техники позволило достигнуть значительного прогресса в области оптимального проектирования. В частности, стало возможным внедрение автоматизации в процесс эскизного проектирования конструкции. Несмотря на то, что автоматизированное проектирование невозможно без непосредственного участия инженера, использование новых программных возможностей позволило существенно облегчить процесс создания новых конструкций.

Использование средств автоматизированного проектирования позволяет повысить производительность процесса конструирования и качество разрабатываемых моделей за счет исключения ручной работы и внедрения новых методов и технологий проектирования, а также снизить стоимость разработки за счет устранения ошибок, возникающих на ранних этапах проектирования.

Экспертные исследования подтверждают существенное значение автоматизации на этапе эскизного проектирования [57]. Совершенствование такого важного инструмента, как автоматизированное проектирование, вызывает необходимость его адаптации для различных инженерных задач. Поэтому важной задачей является формирование системы алгоритмов проектирования, которые бы отвечали установленным требованиям и ограничениям.

На первом этапе проектирования автоматизация является наиболее трудной задачей, что объясняется сложностью формализации существующих эвристических подходов. Графические возможности программного обеспечения, увеличение общей производительности компьютеров и оптимизации программ в настоящее время позволяют несколько упростить исследовательскую работу.

С помощью автоматизированного конструирования возможно проводить не только аналитическое проектирование, то есть создание опорных вариантов конструкции, формализованное описание структуры проектируемого объекта, выбор технического решения и оптимизацию проектных параметров, но и конструктивно-технологическую проработку с последующим выпуском соответствующей документации.

Таким образом, благодаря использованию методов проектирования рациональных конструкций, разработанных во второй половине XX века, и достижений в области компьютерных вычислений ученым предоставляется возможность внедрения в процесс проектирования новых эффективных методик для создания рациональных силовых конструкций.

1.2 Роль концептуального проектирования и оптимизации в разработке конструкций беспилотных летательных аппаратов

Проектирование авиационных конструкций неразрывно связано с решением задач оптимизации. И.С. Голубев и В.Г. Светлов в работе [18] выделяют несколько основных стадий проектирования конструкций БЛА, которые включают поиск технических идей, выбор рационального технического решения, определение рациональных значений параметров выбранной модели, конструирование и испытание. Похожую последовательность приводит А.И. Ендогур в работе [25], рассматривая процесс разработки проекта самолета. С.М. Егер, Н.К. Лисейцев и О.С. Самойлович в работе [24] показывают аналогичный ход исследований, разделяя при этом проектирование на «внешнее» и «внутреннее» и декомпозируя начальный поиск решения на этапы выработки требований и предварительного проектирования, где первый этап относится только к «внешнему» проектированию.

Установившийся порядок проектирования вне зависимости от типа конструкции, ее назначения и технологии изготовления в общем виде предлагает решение двух последовательных задач: синтеза силовой схемы и оптимизации ее параметров, другими словами, параметрической оптимизации.

Для решения первой задачи конструктору предлагается обратиться к концептуальному проектированию, использовать свой опыт, воображение и руководствоваться общими принципами разработки силовых конструкций с минимальным весом [34]: передача усилий по кратчайшему пути, объединение силовых элементов для передачи нагрузок, действующих в разное время при разных случаях нагружения, стремление к плавности и сплошности поверхностей силовых элементов для предотвращения концентраций напряжений.

В XX веке вопросам синтеза конструкций посвящено достаточное количество работ. Общие положения проектного анализа, включающие методы постановки задачи, разбора литературных источников, поиска технических идей и проектных решений, приведены в работе Дж. К. Джонса [22].

Общая схема проектирования, основанная на традиционном подходе показана на Рисунке 1.1.



Рисунок 1.1 – Сложившийся порядок разработки авиационных конструкций

Говоря о концептуальном проектировании, авторы работы [63] уделяют внимание важности идейной новизны, необходимой для обеспечения новых потребностей, и поиску новых нестандартных научных разработок. В указанной работе констатируется, что на данный момент парадигма концептуального проектирования еще до конца не сформировалась.

С учетом вышесказанного можно отметить, что этап синтеза силовой схемы конструкции играет большую роль при поиске оптимального решения, и каждое

новое исследование в этой области вносит вклад в развитие методов разработки оптимальных конструкций.

1.3 Выбор рационального решения при традиционном проектировании

Из-за формальной неопределенности этап концептуального проектирования может включать несколько циклов, в результате которых будет получено некоторое количество конструктивно-силовых схем (КСС). В связи с этим возникает необходимость выбора оптимальной КСС для дальнейшей разработки проекта.

Некоторые подходы к поиску оптимальных КСС подробно рассматриваются в работах [20, 49, 50].

Авторы работы [20] решают задачу поиска оптимальной КСС за счет применения вычислительных комплексов MSC Patran-Nastran и MATLAB. Предложенный ими детерминированный численный метод заключается в определении оптимальной толщины силовых элементов в конструкции. В качестве критерия, по которому определяются коэффициенты приращения толщин элементов, предлагается выбрать энергию деформации или внутренние силовые факторы.

Авторы работы [49] для выбора оптимальной КСС крыла БЛА используют критерий минимальной массы при максимально допустимом прогибе крыла. В работе сравниваются два варианта КСС, выбранных на основе практики проектирования.

В работе [50] решается задача улучшения силовой схемы шпангоута и сравниваются такие критерии, как силовой фактор, отражающий величину и протяженность внутренних усилий, и безразмерный силовой фактор, не зависящий от размеров и величины нагрузки.

Нельзя считать КСС окончательным решением. Получить полноценную конструкцию возможно за счет учета в КСС конструкционного материала, технологического способа получения силовых элементов и принципа их

соединения. Такая модель, объединяющая силовую схему и технологические требования, образует КТР [17].

Парафесь С. Г. в статье [52] предлагает производить выбор наилучшего КТР несущей поверхности с помощью постановки задачи структурно-параметрической оптимизации. Этот метод включает формирование эталонного теоретического решения, идентификации с ним альтернативных КТР и выбор рационального КТР экспертным методом.

Комаров В.А. в работе [33] называет два основных недостатка традиционного подхода к проектированию. Первый недостаток заключается в отсутствии гарантии получения оптимального решения в процессе синтеза альтернативных проектных решений. Второй недостаток состоит в большой трудоемкости разработки, вызванной ошибками и неточностями проектировочных и поверочных расчетов. В качестве альтернативного подхода к проектированию В.А. Комаров предлагает использовать технологию *concurrent design* – «точного попадания».

Концепция «точного попадания» рассматривается в работах [35, 37]. Технология «точного попадания» направлена на сокращение времени разработки и повышения ее эффективности за счет одновременного выполнения разных этапов проектирования, в частности, за счет внедрения на ранних стадиях проектирования структурной оптимизации.

На Рисунке 1.2 представлен модифицированный алгоритм традиционного проектирования с учетом метода «точного попадания» [37]. В общих словах можно сказать, что технология «точного попадания» предлагает заменить этап концептуального проектирования на структурную оптимизацию некоторой заданной области проектирования. Утверждается, что такой подход позволит существенно сократить время на разработку при условии достаточного уровня точности расчетов.

Таким образом, в настоящее время существует несколько подходов к выбору рационального решения. Формирование исследовательской базы призвано определить наиболее эффективный алгоритм проектирования, ускорить процесс

нахождения рационального решения, снизить количество ошибок и упростить дальнейшее производство изделия.



Рисунок 1.2 – Алгоритм проектирования авиационных конструкций по методу «точного попадания»

1.4 Особенности структурной оптимизации в методе «точного попадания»

Решение задачи структурной оптимизации в общем виде можно представить в виде последовательных этапов [58]:

1. Выбор проектных переменных, описывающих множество рациональных структур S_0 .

2. Дополнение множества S_0 подмножествами и формирование расширенного множества рассматриваемых структур S и описывающий его набор переменных, составляющих вектор A^S :

$$A^S = (k^S, l^S, y_i^S, z_j^S, v_{ij}^S, w^S), \quad (1.1)$$

где k^S – число элементов в структуре; l^S – число способов соединения элементов; $y_i^S = (y_1^S, \dots, y_{k^S}^S)$ – вектор, описывающий геометрические и другие свойства i -го элемента ($i = 1, \dots, k^S$), $z_j^S = (z_1^S, \dots, z_{l^S}^S)$ – вектор, описывающий геометрические и другие свойства j -го способа соединения ($j = 1, \dots, l$), $v_{ij}^S = (v_{11}^S, \dots, v_{k^S l^S}^S)$ – вектор, описывающий положение i -го элемента в области проектирования при j -м способе соединения, w^S – другие переменные.

3. Выделение из вектора A^S вектора независимых переменных A' , варьируемых при поиске оптимальной структуры.

4. Разделение вектора A' на два вектора: вектор переменных, обеспечивающих изменение структуры, и вектор переменных, участвующих в параметрической оптимизации заданной структуры.

После определения всех переменных задача оптимизации будет заключаться в поиске глобально-оптимальной структуры и глобально-оптимальных значений переменных внутри этой структуры. О преимуществах глобальной оптимизации над локальной оптимизацией при проектировании конструкций говорится в работе [101], авторы которой приходят к выводу, что глобальная оптимизация с использованием приближенных методов позволяет получить более полное представление о пространстве проектирования.

В начале XXI века проектные решения, полученные с использованием структурной оптимизации, не всегда могли дать четкого представления о характере и количестве силовых элементов в структуре. Так, в работе [9] предложено использование метода конечных элементов для получения модели с оптимальным распределением материала. Полученное теоретически оптимальное решение (Рисунок 1.3) интерпретируется в рациональный вариант силовой схемы.

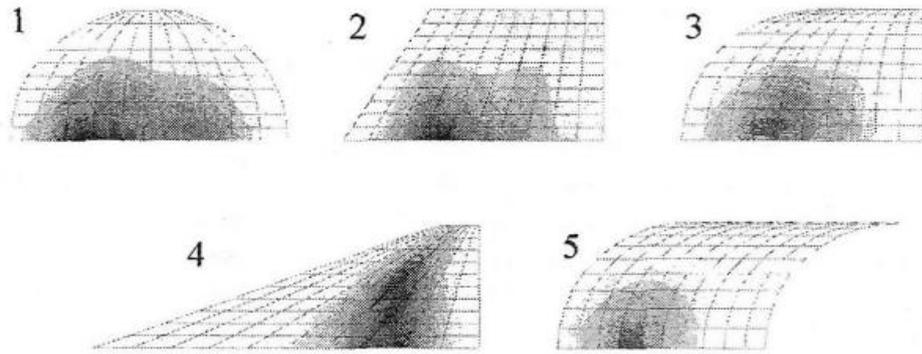


Рисунок 1.3 – Распределение материала в теоретически оптимальных решениях крыла [9]

В работе [29] технология «точного попадания» используется для проектирования силового шпангоута ЛА (Рисунок 1.4). Предложено формирование КСС и конструирование детали с учетом технологических ограничений, как и при традиционном подходе, проводить после этапа предварительного проектирования.

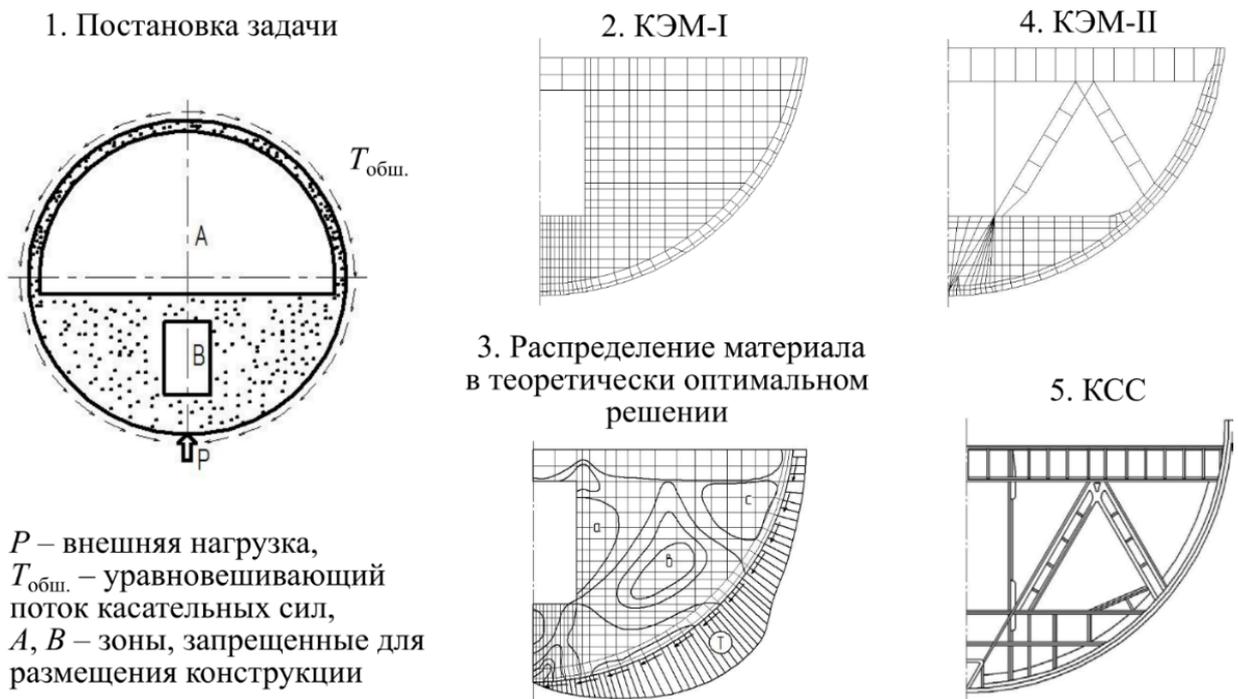


Рисунок 1.4 – Процесс проектирования шпангоута по технологии «точного попадания» [29]

В этом случае при переходе от конечно-элементной модели второго уровня (КЭМ-II) к КСС или КТР окончательный облик конструкции может значительно

измениться и уйти от теоретически оптимального варианта. Произойти это может из-за того, что на этапах проектирования модели первого уровня (КЭМ-I) или оптимизации КЭМ-II технологические ограничения учитываются только при выборе типа конечных элементов.

Таким образом, эффективность структурной оптимизации с использованием метода «точного попадания» может быть повышена при введении технологических ограничений на самых ранних этапах процесса проектирования.

1.5 Общие принципы рационального конструирования

Согласно определению, предложенному в работе [17], конструирование – это этап проектирования, включающий конструктивно-технологическую проработку КСС и последующий выпуск чертежей. При этом важное значение имеет наличие типовых базовых элементов, находящихся в распоряжении конструктора. Унификация за счет использования типовых элементов и технологических операций позволяет существенно повысить производительность и снизить время разработки и производства в целом. Принятый подход к конструированию предполагает синтез КСС совместно с анализом типовых элементов с последующим уточнением нормализованных и нерасчетных конструктивно-технологических параметров.

Многолетняя практика проектирования и производства конструкций ЛА позволяет сформулировать несколько основных принципов конструирования, основой которых является обеспечение минимальной массы конструкций ЛА при сохранении их прочностных, жесткостных и других качеств, характеризующих их эффективность. Сформированные ранее принципы «прямоточности», пропорциональности, специализации, многофункциональности и оптимальности находят применение не только в классическом подходе к конструированию, но и в методиках рационального проектирования с использованием новых методов и технологий.

Принципы специализации и многофункциональности предполагают использование в конструкции наиболее целесообразных элементов, вместе с этим рекомендовано использовать одинаковые элементы для выполнения разных задач и совмещения различных функций в конструкциях ЛА. Описание технических функций и описание функциональной структуры подробно рассматривается в работе [56].

Принцип оптимальности, как правило, сводится к поиску оптимального распределения материала в конструкции с учетом требований и ограничений, предъявляемых на этом этапе. Этой теме посвящено большое количество работ, краткий анализ которых приводится в разделах 1.1-1.4 диссертации. Принцип оптимальности заложен в первом этапе предложенной методики рационального проектирования и реализуется с помощью ТО.

Наибольший интерес ввиду прямого влияния на форму и расположения элементов представляют принцип «прямоточности» и принцип пропорциональности.

Для реализации принципа «прямоточности» существует несколько рекомендаций, которым необходимо следовать для получения рациональной конструкции, а именно: передача сил по кратчайшему пути; исключение изгиба, сопровождающего растяжение или сжатие, то есть необходимо стремиться удалять материал из тех мест конструкции, которые находятся вне основного силового потока; замыкание силового контура. В предложенной методике рационального проектирования этот принцип используется на этапе постобработки силовой схемы.

Принцип пропорциональности предполагает равномерное распределение силовых потоков и напряжений в конструкциях, для чего можно руководствоваться следующими положениями:

- 1) передача сосредоточенных сил в виде распределенной нагрузки;
- 2) исключение концентраторов напряжений, вызванных, например, резким перепадом жесткостей;

3) реализация требования равной устойчивости, то есть размеры сечения силового элемента должны выбираться из условия равенства критических напряжений местной и общей потерь устойчивости;

4) реализация условия равнопрочности.

Согласно [51] условие равнопрочности при изгибе заключается в равенстве отношения изгибающего момента, действующего в каждом сечении детали, к моменту сопротивления данного сечения. При кручении условие равнопрочности заключается в равенстве моментов сопротивления кручению данного сечения детали, а при сложных напряженных состояниях – в равенстве запасов прочности.

При проектировании равнопрочных деталей важное значение имеет точное определение действующих нагрузок и напряжений. Практика показывает, что полное выполнение условий равнопрочности, как правило, является недостижимым ввиду наличия в большинстве конструкций дополнительных элементов, необходимых для функционирования изделия или обусловленных технологическими требованиями. Дополнительные элементы, такие как резьбы, канавки, буртики и др., могут вызывать местные концентрации напряжений, поэтому задача конструирования равнопрочных деталей сводится к поиску некоторого приблизительного решения.

Использование принципа равнопрочности при проектировании может существенно снизить массу конструкции. Однако, важно учитывать, что достижение равенства запасов прочности по всем сечениям детали и облегчение конструкции будет сопровождаться снижением жесткости. Этот фактор может иметь особое значение при проектировании, например, несущих поверхностей, имеющих высокие требования к показателям жесткости. Добиться снижения массы с одновременным увеличением жесткости можно за счет увеличения радиусов сопряжения стенок деталей и рационального нагружения. При работе конструкции на изгиб повышение жесткости можно получить, распределив материал силовых элементов по направлению действия максимальных напряжений с целью снизить действующий момент за счет уменьшения плеча изгибающей силы.

Таким образом, весь накопленный опыт проектирования является незаменимым руководством при проектировании деталей с минимальной массой, и удаление материала из зон, в которых действующие напряжения являются незначительными, должно сопровождаться доработкой конструкции с учетом принципов рационального конструирования.

1.6 Выбор конструкционного материала

Большое влияние на КТР оказывает выбор материала. Необходимо учитывать ряд факторов, таких как стоимость материала, его усталостные, удельные прочностные и жесткостные характеристики и технологичность с точки зрения обработки [25].

В настоящее время при проектировании конструкций БЛА предпочтение отдается алюминиевым и титановым сплавам, а для конструкций, подверженным большим нагрузкам, используются различные стали.

Большая вариативность при выборе конструкционного материала вызывает необходимость оценки и сравнения жесткости, прочности и массы конструкций на всех этапах проектирования. Предварительно оценить показатели жесткости, прочности и массы для деталей с одинаковой конфигурацией возможно по специальным графикам, представленным, например, в работе [36].

Некоторые ориентировочные характеристики указанных материалов приведены в Таблице 1.1 [51, 71], где σ_b – предел прочности, характеризующий условное напряжение, соответствующее максимальной нагрузке перед разрушением образца; $\sigma_{0,2}$ – предел текучести, характеризующий условное напряжение, при котором происходит потеря материалом упругих свойств; E и $\rho_{\text{км}}$ – модуль упругости и плотность конструкционного материала соответственно.

Таблица 1.1 – Ориентировочные характеристики распространенных
конструкционных материалов

Марка сплава	ρ_{KM} , г/см ³	σ_{B} , МПа (Н/мм ²)	$\sigma_{0,2}$, МПа	E , ГПа
Титановые сплавы высокопрочные				
BT6	4,45	1100-1150	1000-1050	100-120
BT16	4,45	1250-1450	1100-1200	110
Алюминиевые сплавы закаленные				
1925С	2,85	310	200	69
В95	2,85	530	461	72
Легированные стали				
30ХГСА	7,82	1080	835	180-215

Композиционные сплавы, несмотря на высокие удельные физико-механические характеристики, имеют высокую стоимость в сравнении с металлическими материалами. Среди перспективных композиционных материалов можно выделить армированное стекло, угле- и органопластики, обладающие высокой прочностью, устойчивостью к агрессивным средам и другими качествами. Стеклопластики, относительно дешевые в производстве, работают в диапазоне температур до 150°С из-за низкой теплостойкости связующего. Углепластики и боропластики, имеют низкие значения удельной вязкости и прочности при сдвиге. Обзору композиционных материалов и особенностям их применения в авиационной технике посвящено большое количество работ, например [62].

Важно отметить, что в настоящее время происходит активное внедрение аддитивных технологий, использующих для 3D-печати порошковыми составами аналоги распространенных конструкционных материалов. Так, для легких теплостойких конструкций в качестве аналога алюминиевого сплава используется AlSi10Mg.

Традиционно для 3D-печати используются полимерные материалы благодаря их возможности расплавляться при температурах 80-120°C и отверждаться при охлаждении. Начиная с 90-х годов прошлого века, когда поменялось отношение к аддитивному производству как к возможности создания только макетных образцов, возникла необходимость печати конструкционными материалами, а именно металлами. Разработано несколько технологий «металлической» 3D-печати: лазерное спекание и наплавка, электронно-лучевая наплавка и др. Исходным сырьем для такой печати являются металлические порошки или, реже, проволока.

В качестве аналога нержавеющей стали могут использоваться такие порошки, как 316L или 17-4 PH. Кроме того, эти материалы могут обеспечить высокую коррозионную стойкость и прочность. Распространенным титановым сплавом в аддитивных технологиях является сплав Ti-6Al-4V, который имеет отличные механические свойства и коррозионную стойкость.

Широкое распространение аддитивных технологий позволило перевести процесс технологической обработки изделия практически в автоматический режим. Гибкость этой технологии позволяет конструктору избавиться от многих требований, предъявляемых к традиционным способам изготовления. Комаров В.А. в своей работе [36] пишет о важности теоретической проработки вопросов проектирования конструкций, изготавливаемых аддитивными методами. В качестве возможного решения в указанной работе рассматривается задача минимизации потенциальной энергии конструкции и предлагается алгоритм ТО с ограничениями по прочности и жесткости.

Сетчатая структура оптимизированных конструкций может быть реализована с помощью композитных материалов, угле- и органопластиков. Вероятно, что следующим этапом развития аддитивных технологий будет 3D-печать композитами, которая и сейчас осуществляется на цилиндрических и сферических оболочках методом намотки.

Автором исследования [97] отмечено, что при внедрении аддитивных технологий на предприятиях авиастроения изготовление деталей может вызвать

увеличение трудоемкости и возникновение брака. Решением может стать оптимально выбранный режим наплавки, при этом модель ТО создается на основе анализа температурно-силового напряженного состояния в процессе эксплуатации. Автор указывает на несколько основных этапов создания модели для дальнейшего изготовления методом селективного лазерного плавления SLM: определение возможности разделения объекта на сопрягаемые детали, определение базовых и функциональных поверхностей, определение ориентации деталей и построение модели. В работе одновременно участвуют два слабосвязанных фактора, влияющих на объект – температура и силовая нагрузка: сначала определяют температурное поле, затем тепловая деформация добавляется к силовым нагрузкам. Перемещения получают суммированием двух составляющих. После решения теплофизической задачи производят расчет толщины слоя порошка, наплавляемого за один проход исходя из критерия минимизации зоны термического влияния.

Подготовка конструкции к аддитивной печати рассмотрена в работах [88, 106]. Качество получаемой поверхности при аддитивном производстве зависит от свойств используемого металлического порошка, интенсивности лазера и времени его воздействия, конструкций аддитивной поддержки, подогрева рабочей области и др. Авторами работы [88] отмечена зависимость качества поверхности от наличия у модели, прошедшей ТО, «пилообразных» поверхностей и рекомендована программа сглаживания, включающая интерполяцию и аппроксимацию неравномерной сетки с дифференцированными зонами. Авторами исследования [106] рассматривается аддитивное производство конструкций, полученных с использованием ТО. В работе отмечены недостатки и дефекты, возникающие в результате 3D-печати и предложены рекомендации к выбору параметров печати.

В работе [59] конструкция S-образного кронштейна преобразована для селективного лазерного плавления по SLM-технологии с двумя лазерами, что позволило сократить время изготовления в два раза – до 48 часов. Коэффициент использования материала снизился до 1,5 благодаря небольшому количеству

материала, снимаемого в ходе постобработки поверхностей и объединению трех деталей в одну.

Анализ литературных источников выявил недостаточное внимание авторов к выбору материала и технологии изготовления при проектировании с помощью ТО. Очевидно, что для получения полноценной модели КТР необходимо наличие базы данных о материалах и технологиях, доступных на производстве, а ее создание для компьютерного проектирования является важной и перспективной работой в будущем. Появление аддитивного производства сделало ТО важным инструментом проектирования, а постоянное совершенствование этих технологий диктует необходимость формирования базы данных для подготовки оптимизированных конструкций к 3D-печати. Несмотря на перечисленные преимущества высокая стоимость производства и ограничения по габаритным размерам изготавливаемых деталей не позволяют широко применять аддитивные технологии и полностью заменить ими традиционное производство. 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, в том числе с помощью аддитивных технологий.

ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

2.1 Определение параметров и критерия качества для оптимизируемых конструкций

Согласно общим положениям о проектировании оптимальных конструкций ЛА [54] с учетом (1.1) критерий качества для оптимизируемых конструкций можно представить в виде:

$$K(A^S) = \min K(A', T_{\text{техн}}, N_{\text{экспл}}, U_{\text{над}}) \leq 0 \quad (2.1)$$

при условии

$$A^S \in \left(\begin{array}{l} a_i \leq A' \leq b_i; c_i \leq T_{\text{техн}} \leq d_i; \\ e_i \leq N_{\text{экспл}} \leq g_i; U_{\text{над}} \left(\begin{array}{l} \sigma_{\text{дейст}} \leq [\sigma_{\text{вт}}] \\ \sigma_{\text{дейст}} \leq [\sigma_{\text{кр}}] \end{array} \right) \end{array} \right),$$

где A' – вектор варьируемых конструктивных параметров; $T_{\text{техн}}, N_{\text{экспл}}, U_{\text{над}}$ – факторы, учитывающие технологию изготовления, условия эксплуатации и надежность конструкции соответственно; $a_i, b_i, c_i, d_i, e_i, g_i$ – ограничения, $\sigma_{\text{дейст}}, [\sigma_{\text{вт}}], [\sigma_{\text{кр}}]$ – действующее, разрушающее и критическое напряжение потери устойчивости соответственно.

В качестве конструктивных параметров A' могут выступать геометрические размеры конструкции рассматриваемого агрегата, а функционал $K(A^S)$, в зависимости от решаемой задачи, может представлять массу конструкции, стоимость или другие критерии оптимальности.

Так как к авиационным конструкциям в большинстве случаев предъявляется множество противоречивых требований, критерий оптимальности остается единственным показателем качества модели.

Так, например, уменьшение массы ЛА с одновременным повышением его надежности приводит к возрастанию производственных затрат за счет внедрения новых дорогостоящих технологий или материалов. Для нахождения оптимального решения с использованием системного подхода существуют комплексные оценки совершенства ЛА. Как правило, они включают оценку технического уровня ЛА и его эффективность.

При проектировании новых КТР конструкций БЛА важным этапом является внедрение новых перспективных технологий и методов, повышающих общий технический уровень всего аппарата. Оценить влияние введенных изменений на исследуемую конструкцию можно с помощью совокупности требований конструктивного, производственно-технологического и эксплуатационного совершенства.

При проектировании агрегатов БЛА основными требованиями конструктивного совершенства являются массовое и аэродинамическое совершенство. Критерий массового совершенства можно выразить как отношение массы элемента или всей конструкции БЛА к начальной массе изделия. Аэродинамическое совершенство является интегральной характеристикой аэродинамического сопротивления, подъемной силы, скорости и дальности полета. Обычно показатели аэродинамического совершенства определяются на первых этапах формирования облика БЛА в зависимости от его назначения и условий эксплуатации, а массовое совершенство напрямую зависит от используемых в конструкции технологий и материалов.

Эксплуатационное совершенство характеризует приспособленность БЛА к выполнению запланированных действий. Здесь можно выделить два основных требования: эксплуатационную технологичность (ремонтпригодность) и транспортабельность.

Требования производственно-технологического совершенства определяются технологичностью конструкции. Повысить технологические свойства возможно за счет упрощения конструкции, улучшения технического уровня производства, рационального выбора конструкционных материалов с их минимальным расходом

и правильного выбора технологии производства. Для оценки производственно-технологического совершенства может использоваться удельная трудоемкость производства, являющаяся отношением суммарных затрат времени на изготовление БЛА к его массе.

Необходимым этапом оптимизации является выбор целевой функции. В большинстве случаев для заданных ограничений существует некоторое множество работоспособных конструктивных решений. Целью оптимизации является поиск наилучшего варианта конструкции, а для оценки качеств конструкции используются критерии оптимальности. Целевой функцией в этом случае будет называться такой критерий, согласно которому конструкция будет наилучшей. Таким образом, целевая функция выражается как функция проектных переменных и зависит от назначения конструкции, условий ее эксплуатации и доступных ресурсов для ее создания и функционирования.

В случае, если для выбранной конструкции недостаточно рассмотреть один критерий оптимальности, возможно использовать несколько целевых функций, то есть ставить задачу многоцелевой оптимизации.

Кроме геометрических параметров при проектировании силовых конструкций необходимо также иметь представление о действующих силах и условиях закрепления. Начальные параметры должны отражать свойства материала конструкции, такие как модуль Юнга, коэффициент Пуассона, плотность и другие специфические свойства. Вопросы выбора конструкционного материала рассматриваются в разделе 1.6 диссертации.

Таким образом, первым этапом проектирования является выбор граничных условий, параметров конструкции, целевой функции и ограничений. Корректность выбранных данных имеет прямое отношение к результатам последующих этапов проектирования.

2.2 Постановка и методы решения задачи исследования

2.2.1 Постановка задачи исследования

В качестве **объектов исследования** рассматриваются силовые схемы основных агрегатов ЛА: шпангоутов, несущих поверхностей и подкрепляющих панелей. Формулируется следующая **задача исследования**: найти такой набор геометрических параметров силовых элементов $\mathbf{X}^{\text{рац}} = (x_1^{\text{рац}}, x_2^{\text{рац}}, \dots, x_n^{\text{рац}})$, характеризующий их форму, структуру, взаимное расположение и размеры, при котором выполняются требования и ограничения, предъявляемые к конструкции, и достигается минимум целевой функции.

Разработанная методика проектирования проводится в **последовательности**:

- 1) определение исходных данных;
- 2) формирование КСС с помощью ТО;
- 3) определение расчетных геометрических параметров;
- 4) интерпретация результата ТО, постобработка, получение КТР;
- 5) определение основных размерных параметров;
- б) параметрическая оптимизация, получение рационального КТР.

Исходные данные включают набор геометрических параметров, описывающих начальную внешнюю геометрию рассматриваемого агрегата, расчетные нагрузки, заданные в техническом задании, и технологические ограничения. Уникальность исходных данных, структуры конечно-элементной модели и области проектирования для каждого случая обусловлена различием в конструкции и технологии изготовления объектов исследования.

Выбор проектных параметров проводится согласно последовательности, описанной в разделе 1.4. При этом в качестве оптимизируемых параметров (1.1) выбираются только параметры, характеризующие геометрические и другие свойства i -го элемента, а параметры, описывающие способы соединения элементов между собой, на этом этапе не учитываются.

В качестве исходных данных используются:

- вектор параметров области проектирования $\mathbf{X}^\Omega = (x_1^\Omega, x_2^\Omega, \dots, x_n^\Omega)$ после определения структуры конечно-элементной модели, где количество параметров $n \equiv k^S$ (1.1);

- граничные условия: действующие внешние силы \mathbf{F} , нагрев и ограничения на перемещение;

- значения физико-механических характеристик конструкционного материала: предел прочности σ_b и текучести $\sigma_{0.2}$, модуль упругости E .

Подробно определение исходных данных показывается на примерах проектирования силовых агрегатов ЛА в главах 3 и 4 диссертации.

Топологическая оптимизация, позволяющая решить задачу поиска оптимального распределения материала, в предлагаемом алгоритме используется для нахождения расположения силовых элементов в конструкции ЛА с последующей постобработкой результатов.

В качестве проектных параметров ТО рассматривается вектор $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_{N_e})$, где каждый параметр характеризует соответствующий элемент в конечно-элементной модели, а N_e – общее количество элементов в модели. Целевая функция – минимизация податливости $C(\mathbf{x})$, ограничение – итоговый объем конструкции. Цель ТО в предлагаемом алгоритме – найти оптимальный вектор **расчетных параметров** $\mathbf{x}^* = (x_1^*, x_2^*, \dots, x_{N_e}^*)$, характеризующих элементы, полученные в результате ТО. Дополнительные параметры и математическая постановка задачи оптимизации рассматриваются в разделе 2.3.2 диссертации.

Постобработка результата ТО выполняется для получения в ходе проектирования работоспособной конструкции с учетом требований технологичности. Для интерпретации с учетом технологических ограничений используется принцип прямоточности, описанный в разделе 1.5. На этапе постобработки определяются новые наборы **основных размерных параметров** $\mathbf{X}^{рп}$ и устанавливаются зависимости между ними. Подробно методика постобработки рассматривается в разделе 2.4 диссертации.

Предложенная методика проектирования представлена на Рисунке 2.1 в виде блок-схемы.

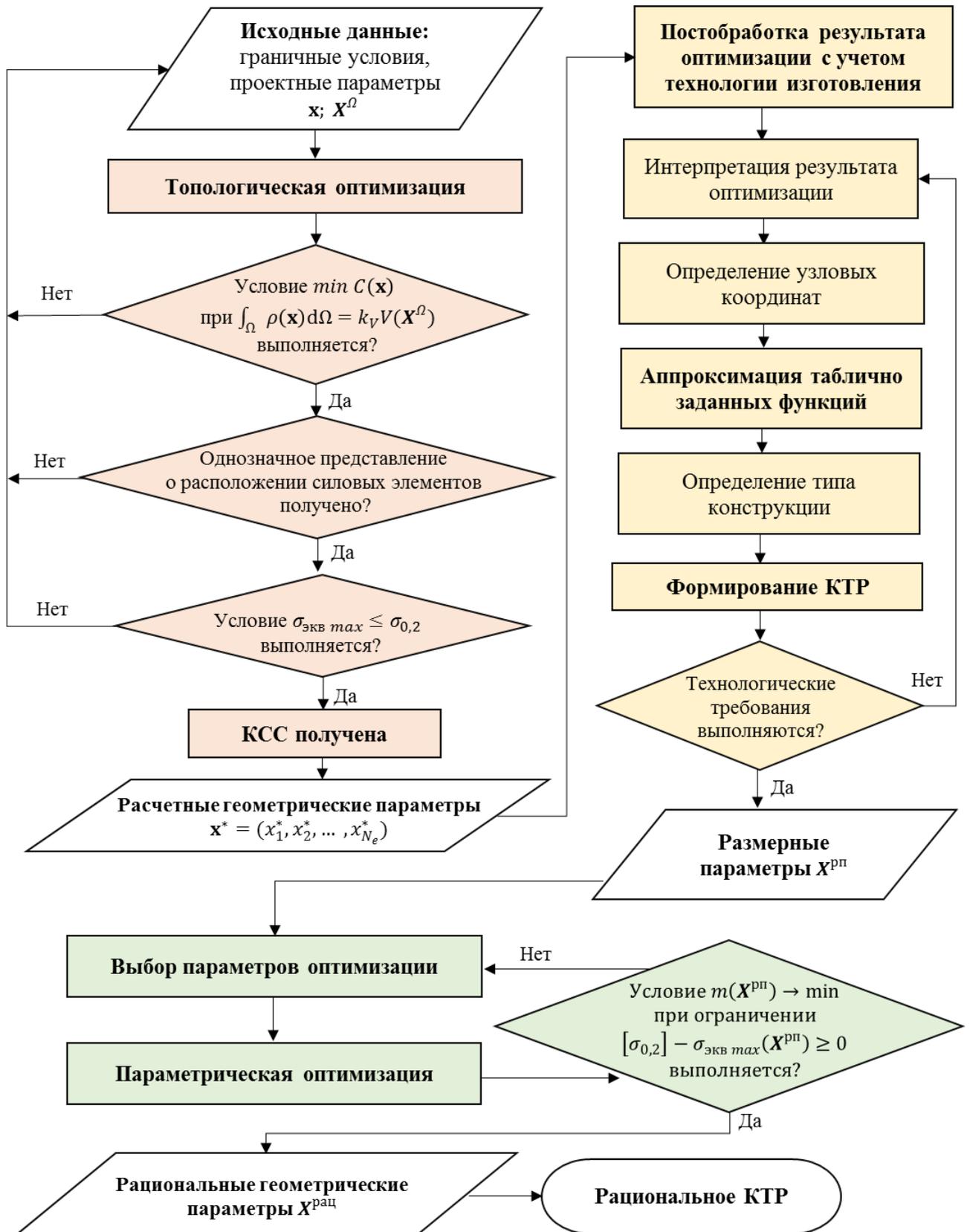


Рисунок 2.1 – Блок-схема методики рационального проектирования КТР силовых конструкций ЛА

Для **параметрической оптимизации**, позволяющей получить рациональное КТР минимальной массы, в качестве исходных данных для оптимизации используются размерные параметры X^{pp} , а в качестве ограничения – прочность конструкции. Таким образом, с помощью набора параметров $X^{paц}$, полученных в результате параметрической оптимизации с учетом технологии изготовления, формируется рациональное КТР конструкции ЛА.

2.2.2 Используемые в исследовании методы

В диссертационной работе рассматриваются две задачи оптимального проектирования.

Первая задача заключается в определении оптимального распределения материала в проектной области. Для ее решения используются методы структурной оптимизации, в частности ТО. Использование методов ТО, в свою очередь, предполагает определение топологии силовых элементов, то есть их форму и расположение относительно друг друга. Такой подход позволяет заменить этап концептуального проектирования, результатом которого является силовая схема агрегата, включающая геометрические параметры конструкции.

В качестве критерия оптимальности предлагается применить критерий жесткости, так как обеспечение ее необходимого уровня, при котором в конструкции при заданных нагрузках не возникают недопустимые перемещения, является одной из главных задач в теории проектирования [6]. В качестве ограничения в этом случае выступает минимум массы. Целевой функцией оптимизации является минимизация податливости конструкции.

Вторая задача состоит в определении оптимальных геометрических параметров имеющихся силовых элементов. При этом предлагается использовать параметрическую оптимизацию с целевой функцией минимизации массы по критерию прочности. В оптимальном проектировании ограничения по условию прочности получили широкое распространение. В настоящем исследовании для оценки прочности конструкции используется критерий максимального напряжения

по Мизесу. Он основывается на пятой теории прочности (теории Хубера-Мизеса). Согласно этой теории, предел текучести при сдвиге составляет $1/\sqrt{3}$ предела текучести при одноосном растяжении или сжатии [28]. Для главных напряжений $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ эквивалентное напряжение по Мизесу (интенсивность напряжений) выражается как

$$\sigma_{\text{ЭКВ}} = \sqrt{((\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2)/2}, \quad (2.2)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – максимальные, промежуточные и минимальные главные напряжения соответственно. Таким образом, коэффициент запаса прочности может быть определен как

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_{0,2}}{\sigma_{\text{ЭКВ}}}, \quad (2.3)$$

где $\sigma_{0,2}$ – предел текучести материала конструкции.

При расчете конструкции на сдвиг совместно с проверкой прочности может проводиться проверка конструкции на устойчивость, что особенно актуально при выборе оптимальных сечений силовых элементов несущих поверхностей. Классические методы определения нагрузок и проверки конструкций на устойчивость приведены во многих работах, например, [65].

Связующим этапом в процессе решения этих двух задач выступают этапы интерпретации результатов ТО и постобработки с учетом технологии изготовления. Необходимость этих этапов обусловлена трудоемкостью формирования КТР по результатам ТО. Трудоемкость, в свою очередь, вызвана отсутствием формализованного подхода к постобработке результатов оптимизации. В основу этапа технологической проработки в данном исследовании вошли основные принципы проектирования с учетом технологичности, сформулированные авторами работ [25, 30], принцип прямоточности, рассмотренный в разделе 1.5 диссертации и некоторые подходы идентификации результатов оптимизации, представленные в неявном виде. Завершающий этап методики – параметрическая оптимизация – проводится с использованием методов прямого поиска, которые рассматриваются в разделе 2.5.

Существующие методы проектирования с использованием структурной оптимизации, как правило, решают одну или две из указанных задач оптимального проектирования. Однако исследования, рассмотренные в первой и второй главе диссертационной работы, не учитывают ряд требований, предъявляемых к авиационным конструкциям, например, аэроупругую устойчивость, а проектирование агрегатов как правило ограничивается формированием КСС без дальнейшего преобразования в КТР. Без этого этапа оценить работоспособность конструкции достаточно трудно, так как после постобработки она может серьезно изменить свой облик.

Разработанная методика рационального проектирования апробируется на основных силовых конструкциях ЛА. Для этого решаются задачи рационального проектирования следующих конструкций:

- 1) силового шпангоута БЛА, нагруженного подъемной силой консоли крыла, последовательные этапы оптимизации включали критерии жесткости и условия прочности, а технология изготовления не ограничивалась заранее;
- 2) стыковых шпангоутов БЛА, соединяемых хомутом с эффектом памяти формы, изготовленных литьем;
- 3) силовой панели для бронирования двери легкого многоцелевого вертолета, при этом исследовалось влияние расчетной схемы на результат ТО;
- 4) крыла БЛА, изготавливаемого с помощью аддитивных технологий;
- 5) аэродинамического руля БЛА, где в постановке задаче помимо критериев жесткости и прочности учитываются условие аэроупругой устойчивости и предлагаются рекомендации по формированию КСС для области проектирования с неизвестными геометрическими параметрами.

Расчеты ТО и анализ НДС проведены с использованием метода конечных элементов в ПК ANSYS Workbench. Натурные прочностные испытания конструкций проведены на универсальной разрывной машине УТС-110МК по ГОСТ 4651-2014 со скоростью нагружения 1 мм/мин. Расчет прочности при сжатии осуществляли по формуле:

$$\sigma = P_{\text{разр}}/S_{\text{обр}}, \quad (2.4)$$

где $P_{\text{разр}}$ – разрушающее усилие, $S_{\text{обр}}$ – площадь поперечного сечения образца.

2.3 Постановка задачи топологической оптимизации

2.3.1 Роль топологической оптимизации при проектировании авиационных конструкций

Анализ научных работ подтверждает, что в настоящее время ТО вызывает интерес в различных областях машиностроения, особенно в авиастроении. Это обусловлено возможностью нахождения наиболее эффективного распределения материала для заданного набора ограничений и обеспечения минимума массы, что особенно важно в авиационной и аэрокосмической промышленности.

В настоящее время растет количество исследований, посвященных задачам ТО авиационных конструкций [78, 83, 116, 89, 96, 104, 75, 105, 87, 112. 95], включая исследования, где объектом проектирования является несущая поверхность ЛА. Так, например, в работе [112] рассматривается задача оптимального проектирования цельноповоротного руля, функционирующего в условиях значительных тепловых нагрузок. В большинстве случаев полученные конструкции из-за своей сложной геометрии проигрывают в стоимости традиционным решениям. Возможной причиной этого является то, что модель, полученная в результате ТО, зачастую требует доработки, методы которой на данный момент не регламентированы

Одной из первых работ, посвященных проектированию несущей поверхности с использованием ТО, является работа [78]. В ней внутренняя структура крыла смоделирована как ферменная конструкция. На первом этапе проектирования предложен выбор расчетного случая, который соответствует максимальным действующим в процессе эксплуатации нагрузкам и максимальной температуре нагрева конструкции.

В работе [64] проведена оптимизация конструкции крыла со сравнительными расчетами в программе Nastran.

Законцовка крыла самолета, описанная в патенте [66], за счет оптимизации обтекания, снижает индуктивное сопротивление крыла. Это достигается с помощью оптимизированных профилированных поверхностей и S-образных профилей.

Статья [67] посвящена разработке нового подхода к ТО, в которой прочность и жёсткость рассматриваются одновременно. Автором предложено два алгоритма ТО. Первый алгоритм – для глобальной модели конструкции, второй – для локальных зон, в которых необходимо снизить уровень концентрации напряжений. Предложенный метод демонстрируется на примерах L-образного кронштейна и крыла самолёта.

В статье [74] указывается на постепенное устаревание традиционного метода проектирования, состоящего из трех этапов проектирования: концептуального, предварительного и детального. Новые методы проектирования позволяют использовать в задачах оптимизации функциональные ограничения различных дисциплин. Таким образом, в едином цикле возможно получить инновационные решения с помощью интеграции алгоритмов ТО, оптимизации формы и размеров. В статье этот метод продемонстрирован на примере крыла малого удлинения: трехлонжеронной схемы с дополнительными нервюрами в концевой части. При экстремальных режимах полета авторами предлагается проводить разработку методов уточнения нагрузок. Отмечается необходимость реализации этого метода в виде отечественных программных продуктов.

О существовании условий неопределённости и отсутствии полной информации об объекте проектирования упоминается в работе [11]. Изменение условий нагружения, например, при действии изгибных деформаций стреловидного крыла, влияет на распределение нагрузки. Автором исследования предложен метод, использующий трёхмерные непрерывные модели переменной плотности. Требованием к закону распределения плотности является минимальная масса при всех возможных действующих нагрузках. Алгоритм исследования

включает в себя сравнение исследуемой и уже существующей конструкций применительно к одним и тем же схемам нагружения. Авторы учитывают обобщенные перемещения и критические значения нагрузок, в том числе виртуальные нагрузки в направлении нежелательных перемещений. Предложена наиболее эффективная с точки зрения минимальной массы конструкция крыла с изломом силовых элементов. Проводился последовательный расчет для нагрузок «в беспокойном воздухе» и при избыточном давлении. Исследователю удалось найти расположение дополнительных силовых элементов для снижения угла закручивания концевой сечения крыла на 32%.

Анализ литературных источников показывает, что в большинстве случаев ТО рассматривается отдельно от параметрической оптимизации, и не во всех исследованиях присутствует учет технологических ограничений. Практически отсутствуют исследования, где подробно описывается переход от результата оптимизации к рабочей конструкции. В области поиска оптимальных решений силовых конструкций ЛА методами ТО не в полной мере учитывается аэроупругая устойчивость, очень важная для несущих поверхностей ЛА.

2.3.2 Особенности проектирования с использованием топологической оптимизации

ТО представляет собой процесс определения рационального размещения материала внутри заданной области проектирования. В отличие от других методов структурной оптимизации, таких как оптимизация размера и формы, ТО не требует заранее определять геометрические размеры и расположение внутренних элементов. Благодаря этому ТО имеет существенное значение на этапах предварительного, эскизного проектирования, так как ее использование на ранних этапах разработки позволяет получить конструкцию, близкую к эталонной без уточнения дополнительных параметров.

Существенный вклад в разработку этого метода внесли М. П. Бендсё и О. Зигмунд [79], Г. И. Розвани [110], Х. А. Эшенауэр и Н. Ольхофф [86].

Целью ТО является определение оптимальной компоновки силовой конструкции в заданной области, то есть получение информации о топологии, форме и размерах конструкции. Известными величинами в этой задаче являются приложенные нагрузки, условия закрепления, габаритные размеры конструкции и, возможно, некоторые дополнительные конструктивные ограничения, такие как расположение и размеры заданных отверстий или сплошных участков. Положение и параметры силовых элементов конструкции остаются неизвестными. Обычно задача ТО формулируется как минимизация податливости или максимизация общей жесткости конструкции. В этой задаче учитывается система сил, действующих на конструкцию, ограничения на перемещения и на итоговый объем.

В настоящее время для решения задач ТО как правило используется метод конечных элементов. В первую очередь это обусловлено универсальностью метода, высокими показателями точности решения и сходимости и широким распространением в популярных программных комплексах, позволяющих проводить вычисления на персональном компьютере.

При расчете конструкций методом конечных элементов на первом этапе проводится дискретизация исследуемой области, в результате чего она разбивается на взаимосвязанные элементы. Форма конечных элементов может быть представлена в виде тетраэдров и гексаэдров, что в свою очередь может влиять на результат анализа. Анализ влияния формы конечного элемента на результат оптимизации приводится в разделе 4.1.2 диссертации. После определения типа конечных элементов создается сетка узлов, определяющих вершины элементов.

Уравнения общего равновесия для линейного структурного статического конечно-элементного анализа в среде ANSYS имеют вид:

$$[\mathbf{K}]\mathbf{U} = \mathbf{F} \quad (2.5)$$

или

$$[\mathbf{K}]\mathbf{U} = \mathbf{F}^a + \mathbf{F}^r, \quad (2.6)$$

где $[\mathbf{K}] = \sum_1^{N_e} [\mathbf{K}_e]$ – общая матрица жесткости; \mathbf{U} – вектор перемещений; \mathbf{F} – вектор нагрузки; N_e – количество элементов; $[\mathbf{K}_e]$ – матрица жесткости

элемента; \mathbf{F}^r – вектор реактивной нагрузки; \mathbf{F}^a – общий вектор приложенной нагрузки, который может быть определен следующим образом:

$$\mathbf{F}^a = \mathbf{F}^{nd} + \mathbf{F}^{ac} + \sum_1^{N_e} (\mathbf{F}_e^{th} + \mathbf{F}_e^{pr}), \quad (2.7)$$

где \mathbf{F}^{nd} – вектор приложенной узловой нагрузки; $\mathbf{F}^{ac} = -[\mathbf{M}]\mathbf{a}_c$ – вектор ускоряющих нагрузок; $[\mathbf{M}] = \sum_1^{N_e} [\mathbf{M}_e]$ – общая матрица массы; $[\mathbf{M}_e]$ – матрица массы элемента; \mathbf{a}_c – вектор ускорения; \mathbf{F}_e^{th} – вектор тепловой нагрузки на элемент; \mathbf{F}_e^{pr} – вектор нагрузки давления на элемент.

В задачах деформации упругого тела число степеней свободы некоторого элемента e может быть определено как $N_n \times n_n$, где n_n – количество степеней свободы узла n , а N_n – общее количество узлов в рассматриваемом элементе. Следовательно, совокупность всех степеней свободы элементов, образующих модель, будет составлять общий (глобальный) вектор степеней свободы, то есть узловых перемещений модели [26]. В решении задач при малых деформациях и перемещениях матричное уравнение жесткости элемента будет иметь вид:

$$[\mathbf{K}_e]\mathbf{U}_e = \mathbf{F}_e + \mathbf{P}_e^q + \mathbf{P}_e^g + \mathbf{P}_e^{\varepsilon_0} + \mathbf{P}_e^{\sigma_0}, \quad (2.8)$$

где \mathbf{U}_e – вектор узловых перемещений элемента; \mathbf{F}_e – вектор узловых сил элемента; \mathbf{P}_e^q , \mathbf{P}_e^g – векторы статических и энергетических узловых сил, эквивалентных внешним распределенным массовым и поверхностным силам соответственно; $\mathbf{P}_e^{\varepsilon_0}$ – вектор температурных деформаций; $\mathbf{P}_e^{\sigma_0}$ – вектор начальных напряжений.

Податливость конструкции может быть представлена как:

$$C(\mathbf{x}) = \mathbf{F}^T \mathbf{U}, \quad (2.9)$$

где \mathbf{x} – вектор проектных переменных.

В работе М.П. Бендсё и О. Зигмунда [79] для проектирования конструкций с условием минимальной податливости принимается, что исследуемое тело занимает некоторую область Ω^{mat} , которая является частью большей области Ω в плоскости или пространстве. При этом для области Ω , характеризуемой набором параметров \mathbf{X}^Ω , определяются приложенные нагрузки и граничные условия.

Таким образом, задачу оптимального проектирования с целевой функцией минимизации податливости можно представить как задачу поиска оптимального тензора жесткости $\mathbf{E}_{ijkl}(\mathbf{x})$, переменного в области Ω . В основе этого метода лежит принцип виртуальной работы, в котором предполагается, что на тело в состоянии равновесия действуют объемные и поверхностные силы. Виртуальные перемещения должны быть кинематически допустимыми, то есть удовлетворять кинематическим граничным условиям на участках поверхности, где они заданы.

При условии ограничения области проектирования опорной областью Ω необходимо определить оптимальное подмножество материальных точек Ω^{mat} , характеризуемое набором параметров \mathbf{x}^* . В дискретном виде выражения для тензора жесткости оптимизационной задачи будут иметь следующий вид:

$$\mathbf{E}_{ijkl} = 1_{\Omega^{mat}} \mathbf{E}_{ijkl}^0, \quad 1_{\Omega^{mat}} = \begin{cases} 1 & \text{при } \mathbf{x} \in \Omega^{mat}, \\ 0 & \text{при } \mathbf{x} \in \Omega/\Omega^{mat}, \end{cases} \quad (2.10)$$

$$\int_{\Omega} 1_{\Omega^{mat}} d\Omega = V(\mathbf{x}^*) \leq V(\mathbf{X}^{\Omega}),$$

где \mathbf{E}_{ijkl}^0 – тензор жесткости для заданного изотропного материала, а третье неравенство в выражении (2.10) выражает ограничение на количество материала, из которого формируется конструкция с объемом $V(\mathbf{x}^*)$ по условию минимальной податливости с ограничением по объему.

Наиболее распространенными методами ТО являются методы, основанные на учете плотности материала, например, метод SIMP. Для оптимизации с помощью этого метода необходимо определить область проектирования Ω и целевую функцию, согласно которой будет приниматься решение о том, будет ли конкретный элемент из множества состоять из материала или будет представлять собой пустое пространство. Самой распространенной целевой функцией для такой задачи является податливость конструкции (2.9). Чтобы обеспечить сходимость задачи и получить дискретное решение в этом методе используется интерполяционная функция, позволяющая интерпретировать непрерывные переменные в явном виде как плотность каждого элемента.

Особенностью этого метода является использование так называемой штрафной пропорциональной модели жесткости:

$$\mathbf{E}_{ijkl}(\mathbf{x}) = \rho(\mathbf{x})^p \mathbf{E}_{ijkl}^0, p > 1 \quad (2.11)$$

$$\int_{\Omega} \rho(\mathbf{x}) d\Omega \leq V(X^{\Omega}); 0 \leq \rho(\mathbf{x}) \leq 1, \mathbf{x} \in \Omega$$

где $\rho(\mathbf{x})$ – проектная переменная, «псевдоплотность»; p – параметр штрафа.

В методах оптимизации, основанных на плотности материала, функция проектных переменных выражается как плотность материала каждого конечного элемента. Такую плотность принято называть «псевдоплотностью» и ее значение варьируется от 0 до 1:

$$0 < \rho(\mathbf{x})_{min} \leq \rho(\mathbf{x}) \leq 1, \quad (2.12)$$

где «0» соответствует отсутствию материала, «1» – наличию материала, а $\rho(\mathbf{x})_{min}$ – минимальное значение плотности, необходимое для предотвращения трудностей, связанных с нулевыми значениями при конечно-элементном анализе.

Использование штрафного параметра позволяет отдавать предпочтение в процессе оптимизации конструкциям, в которых материал либо полностью присутствует (при $\rho(\mathbf{x}) = 1$), либо полностью отсутствует ($\rho(\mathbf{x}) = 0$). Чем выше значение параметра p , тем ярче выражен бинарный, «черно-белый» характер конструкции. Использование фильтрации при решении задач оптимизации приводит к появлению элементов со средними или переходными значениями псевдоплотности. Иногда это может представлять проблему из-за трудности восприятия результата и определения границ элементов. Для предотвращения этого авторами работ [92] предлагается использование функции Хевисайда, а в работах [115] рассматриваются морфологические фильтры при интерпретации результатов оптимизации.

Оптимальное значение штрафного параметра p необходимо выбирать в зависимости от поставленной задачи проектирования, поскольку бинарные конструкции не всегда отвечают требованиям технологичности, и наличие переходных зон обеспечивает гибкость при выборе технологических способов изготовления детали, крепления ее узлов и т.д.

В работе [111] предлагается следующее выражение для выбора оптимального значения p при решении трехмерных задач:

$$p \geq \max \left\{ 15 \frac{1-\nu^0}{7-5\nu^0}, \frac{3}{2} \frac{1-\nu^0}{1-2\nu^0} \right\}, \quad (2.13)$$

где ν^0 – коэффициент Пуассона выбранного материала с тензором жесткости \mathbf{E}_{ijkl}^0 . Для материалов с $\nu^0 = 0,3$ рекомендуется выбирать значение $p \geq 3$.

Таким образом, постановка задачи ТО с целевой функцией максимизации жесткости (минимизации податливости) с ограничением по объему будет иметь вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min C(\mathbf{x}) = \mathbf{F}^T \mathbf{U}, \\ \text{при условиях:} \\ \int_{\Omega} \rho(\mathbf{x}) d\Omega = k_V V(\mathbf{X}^{\Omega}); \\ [\mathbf{K}] \mathbf{U} = \mathbf{F} \\ \mathbf{x} \in \Omega; \mathbf{X}^{\Omega} \in \Omega; \\ 0 < \rho(\mathbf{x})_{\min} \leq \rho(\mathbf{x}) \leq 1 \end{array} \right. , \quad (2.14)$$

где $k_V < 1$ – коэффициент, определяющий ограничение на итоговый объем конструкции.

Другим перспективным направлением в структурной оптимизации являются методы вариации границ, основанные на методах оптимизации формы. В отличие от других эти методы базируются на неявных функциях, определяющих границы проектной области. На Рисунке 2.2, а область Ω представлена в явном виде и ее размер параметрически можно представить через переменную x , принимающую значение от 0 до 1. На Рисунке 2.2, б область Ω представлена в неявном виде, ее граница неявно задана как функция $\phi(x)$.

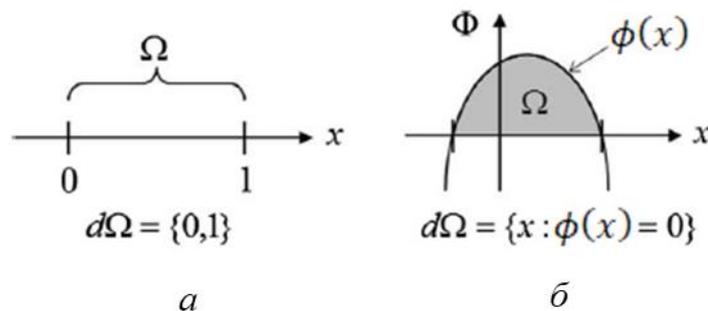


Рисунок 2.2 – Схема применения метода вариации границ:
а – область Ω в явном виде, б – область Ω в неявном виде

Существует два распространенных метода, в основе которых лежит изложенный принцип: метод набора уровней (Level-Set) и метод фазового поля (phase-field). С помощью этих методов возможно получить результат с более гладкими границами, что может быть выгодно в случаях, когда требуется получить конструкцию с непрерывной поверхностью. Однако, несмотря на это преимущество, из-за применения метода конечных элементов области полученной границы могут быть представлены дискретизированной, и, скорее всего, негладкой сеткой.

В отличие от метода SIMP метод функций уровня (Level Set) работает с границами формы конечно-элементной модели. Граничные поверхности представляются в неявном виде и выражаются через функцию $\phi(x)$, главным условием для которой является равенство нулю на границе тела. Задача оптимизации сводится к нахождению изоповерхности скалярной функции $\phi(x)$ с экстремальным значением целевой функции.

В общем случае, для области оптимизации Ω неявная функция $\phi(x)$ удовлетворяет условию:

$$\phi(x) \begin{cases} > 0, x \in \Omega^+ \text{ (материал)} \\ > 0, x \in \partial\Omega \text{ (граница)} \\ > 0, x \in \Omega^- \text{ (пустота)} \end{cases} . \quad (2.15)$$

Постановка задачи для минимизации податливости:

$$\min C(x) = \int_{\Omega} \frac{1}{2} E(\phi(x)) \boldsymbol{\varepsilon}^T [\mathbf{D}] \boldsymbol{\varepsilon} d\Omega \quad (2.16)$$

$$\text{при условии: } V(\phi(x)) = k_V V(\mathbf{X}^{\Omega}),$$

где $E(\phi(x))$ – модуль Юнга, является переменной конструирования и выражается через единичную ступенчатую функцию $H(\phi(x))$:

$$E(\phi(x)) = EH(\phi(x)) + (1 - H(\phi(x)))E_{min}; \quad (2.17)$$

$$H(\phi(x)) = \begin{cases} 1 & \phi \leq 0 \\ 0 & \phi > 0 \end{cases} \quad (2.18)$$

E – модуль упругости материала; $[\mathbf{D}]$ – матрица упругости; $\boldsymbol{\varepsilon}$ – тензор деформаций; E_{min} – минимальное значение модуля упругости, используемое для моделирования областей с пустотами.

Преимуществом этого метода является более ровная граница оптимизированной модели, что особенно предпочтительно для конструкций, изготавливаемых традиционными технологиями. Недостатком метода является то, что для деталей со сложной геометрией корректное решение задачи оптимизации не гарантируется.

Теоретические основы ТО, описанные формулами (2.5) – (2.18), заложены в основу программного обеспечения ANSYS, что значительно упрощает поиск оптимальных решений при проектировании конструкций.

Традиционный порядок разработки конструкций предполагает использование интуитивных вариантов, прототипов или проектировочных расчетов с использованием высокоточных математических моделей. Существенным недостатком в данном случае является отсутствие гарантии нахождения оптимального решения, кроме того, происходит существенное увеличение времени разработки.

Таким образом, оптимизация методом SIMP позволяет эффективно формировать силовые каркасы за счет штрафования, которое может обеспечить бинарное решение. В то же время, метод Level Set подходит для конструкций, в которых необходимо сохранить плавные границы, а наличие вырезов является нежелательным.

Параметры, необходимые для ТО, можно разделить на две группы. К первой группе можно отнести параметры, определяемые заданием на проектирование и включающие характеристики создаваемой конструкции, используемого материала, условий эксплуатации и т.д. Вторая группа параметров относится непосредственно к оптимизации и определяет качество полученного решения. Важно учитывать, что параметры первой группы также оказывают влияние на результат ТО. Здесь важными параметрами являются габаритные размеры области оптимизации, определяемые вектором параметров X^{Ω} . Их количество и значение напрямую зависят от типа и структуры силовой конструкции и влияют на параметр начального объема конструкции $V(X^{\Omega})$. Важно понимать, что чрезмерно сложная

структура модели, имеющая большое количество размерных параметров, может сделать процесс конечно-элементного анализа затруднительным.

Топологическая оптимизация – это не только попытка автоматизировать труд инженеров. Зачастую создаваемые конструкции являются результатом накопленного опыта, интуиции, представлением соответствующей «школы». Еще до проектирования инженер приблизительно знает, как должна выглядеть деталь. ТО помогает выйти из привычной области проектирования и получить представление о других, возможно более эффективных вариантах.

2.3.3 Недостатки вычислительных методов топологической оптимизации

Несмотря на ряд достоинств, существует несколько серьезных недостатков, не позволяющих использовать ТО при проектировании конструкций ЛА без создания дополнительных параметров и алгоритмов проектирования.

К первой группе недостатков этого метода можно отнести проблемы, вызванные вычислительными способностями и ограничениями метода конечных элементов при расчетах, а именно:

1) в случае сложных структур с высоким значением густоты конечно-элементной сетки поиск оптимального решения часто требует множества итераций, а, следовательно, значительных вычислительных ресурсов и времени;

2) чувствительность к дискретизации, то есть к густоте конечно-элементной сетки, что может увеличить время анализа;

3) ограничение характеристик материалов, связанное с тем, что многие методы ТО предполагают только линейное поведение материала.

Учет нелинейности материалов, например, в случае применения композиционных материалов, значительно усложняет вычисления, а процесс оптимизации требует введения дополнительных параметров и четкого представления структуры оптимизируемой модели. В диссертации в разделе 3.3 приводятся результаты исследования влияния граничных условий и расчетной

схемы на результат оптимизации на примере проектирования силовой панели для бронирования двери вертолета из композитного материала.

Вторая группа недостатков ТО связана с интерпретацией и изготовлением полученных в результате оптимизации конструкций:

1) интерпретация и постановка задач ТО требуют знаний как в инженерной области, так и в области методов оптимизации для того, чтобы оценить работоспособность полученной конструкции и избежать ошибочного результата, вызванного сбоями в процессе компьютерного моделирования;

2) сложность конструкции, полученной в процессе ТО, может потребовать пересмотра всех сборочных единиц и крепежных элементов;

3) производственные процессы могут не справляться с тонкостями изготовления оптимизированных конструкций, что приводит к увеличению производственных затрат и времени.

Решению недостатков из первой группы посвящено много работ. Надо отметить, что с каждым годом программное обеспечение и вычислительные методы совершенствуются, и можно предположить, что в ближайшем будущем указанные недостатки не будут иметь серьезного значения.

2.4 Методика постобработки с помощью линейной аппроксимации

Нежелательным явлением, возникающим в процессе ТО, является образование «шахматной доски» и «сеточной зависимости». В первом случае значение плотности элементов в области проектирования чередуется, образуя подобие клеточного черно-белого поля, где черный цвет соответствует полному заполнению, а белый цвет – отсутствию материала. Во втором случае результат оптимизации привязывается к конечно-элементной сетки модели и изменение ее размеров сильно влияет на результат. Для предотвращения указанных проблем в литературных источниках приводятся различные методы регулирования.

Использование ТО для аддитивного и традиционного производства рассматривалось авторами работы [38]. Согласно предложенной ими методике

оптимального проектирования судовых конструкций после определения силовой схемы следует этап адаптации полученного решения, который зависит от способа изготовления. Так, для традиционного способа изготовления предлагается сформировать конструктивное решение с использованием эвристических подходов. Важно отметить, что такой подход формирования КСС, распространенный в классических методах проектирования (Рисунок 1.1) и в методе «точного попадания» (Рисунок 1.2), требует, во-первых, высокой квалификации проектировщиков, во-вторых, может привести к значительным временным затратам, так как предполагает решение задачи без явных ограничений. В результате такой адаптации может быть получено множество КТР, что потребует проведения дополнительного этапа выбора рационального решения, рассмотренного в разделе 1.3 диссертации.

Разработанная методика рационального проектирования предполагает проведение постобработки между этапами синтеза структуры и параметрической оптимизации. Введение этапа постобработки позволяет представить полученную в результате ТО модель в виде технологически законченного решения.

Главными методами адаптации результатов в процессе вычисления являются фильтрация и использование локальных и глобальных ограничений. Методы фильтрации позволяют модифицировать проектные переменные плотности или чувствительности. Изучению различных методов фильтрации посвящено множество работ. Автором работы [81] предложен глобальный градиентный метод, а авторами работы [118] рассматривается метод локального управления градиентом. Также стоит отметить методы контроля исполнений [109] и интегральные методы [108].

Методы фильтрации предполагают изменение чувствительности, или значения плотности элемента, или элементов в определенной области. Одним из эффективных методов фильтрации является метод, основанный на решении дифференциальных уравнений типа Гельмгольца. Такой подход рассматривается в работах [102, 98].

Области, в которых сосредоточены элементы с низким значением плотности часто испытывают большие деформации, в результате чего может возникнуть численная неустойчивость в процессе конечно-элементного анализа. Такая задача может быть решена путем ослабления критериев сходимости или с помощью метода удаления и повторного введения элементов [82].

Использование нелинейного моделирования может привести к тому, что задача оптимизации становится зависимой от величины нагрузки, поэтому постановке задачи должно уделяться особое внимание. В качестве альтернативы может рассматриваться метод эквивалентных статических нагрузок, предложенный авторами [103].

Проблемы интерпретации и постобработки результатов оптимизации носят более индивидуальный характер. Зачастую решение необходимо принимать для каждой конкретной конструкции в зависимости от ее назначения и возможного способа изготовления.

Конвертирование результатов ТО для изготовления описано в работе [80]. Из-за своей сложности результаты ТО часто обрабатываются с помощью прикладных систем автоматизированного проектирования (САПР). За счет введения ограничений на технологичность, основанную на доступных методах производства, можно значительно сократить расход времени и материальные затраты. В работе [80] предлагается метод распознавания пустот, основанный на определенных наборах форм поперечного сечения. Ограничительные функции обрабатываются САПР через API-интерфейсы программирования. В тестах используется программное обеспечение для распознавания пустот HyperMesh (Altair) и пакет NX для создания модели.

Важно понимать, что в большинстве расчетных случаев ТО лишь «подсказывает» варианты, но не дает однозначного и работоспособного решения. Так, в работе [14] прослежено изменение конструкции при прохождении этапов оптимизации, реализованной с помощью программирования на языке APDL ANSYS. Показано, как постепенно «проявляются» стержневые элементы, появляются и пропадают «нулевые» участки в процессе выполнения алгоритма.

Исследователи отмечают, что выбору лучшего варианта может помочь специализированное программное обеспечение, например, программный модуль MSC Apex Generative Design. Полученная после оптимизации структура автоматически сохраняется в соответствующие САД-файлы благодаря интегрированному алгоритму для создания гладких поверхностей. Кроме того, программа позволяет выполнять процесс оптимизации без начального определения области проектирования [21].

В работе [59] рассматривается возможность геометрической доработки результатов ТО. Для сглаживания поверхностей применен метод «обрисовки» геометрии с помощью САПР NX10, а также автоматическое компьютерное сглаживание с помощью преобразования ломаной линии в сплайн с помощью программы MeshMixer. Отмечается, что модели, полученные «ручной» обрисовкой, более технологичны, но метод более трудоемкий, и способ доработки следует выбирать, исходя из способа дальнейшего изготовления деталей.

Несмотря на указанные исследования на данный момент не существует единого универсального способа интерпретации результатов ТО. В связи с этим предлагается использовать метод постобработки путем линейной аппроксимации таблично заданных функций, где в качестве координат выступают узловые координаты спроецированных на плоскость элементов, характеризуемые параметрами $x_{en}^* = (x_{en}, y_{en})$, где $e = (1, 2, \dots, N_e)$ определяет номер элемента в рассматриваемой модели, а $n = (1, 2, \dots, N_n)$ – номер узла в элементе e .

Задачей постобработки является преобразование решения в некоторую другую форму, зависящую от параметров и размеров начальных элементов. Расположение и связь элементов должны изменяться как можно меньше для обеспечения необходимого уровня жесткости модели или другого ее свойства, выбранного в качестве целевой функции оптимизации. На данный момент существует несколько полуавтоматических способов преобразования результата оптимизации.

В работе [94] для постобработки конечно-элементная модель проецируется на плоскости с помощью В-сплайновых кривых. При этом для упрощения процесса

интерпретации в модели отфильтровываются области с незначительными «тривиальными» пустотами и материалом. В заключение полученный нелинейный контур аппроксимируется (Рисунок 2.3).

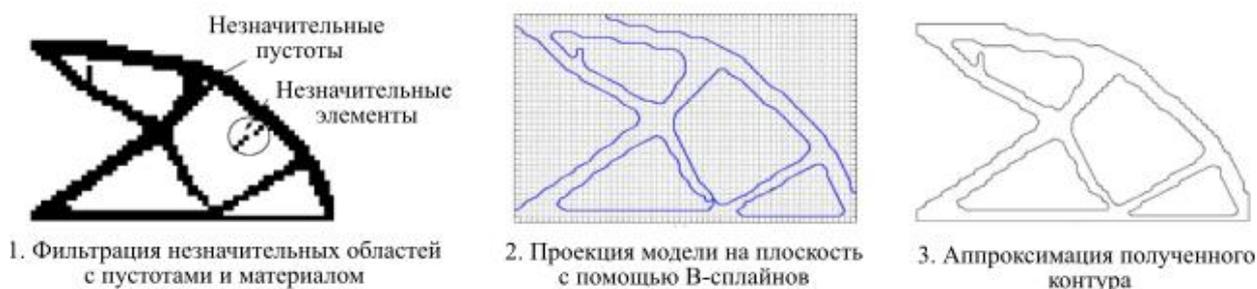


Рисунок 2.3 – Последовательность постобработки модели с использованием В-сплайновых кривых

Похожий принцип постобработки рассматривается в работах [114, 99, 45]. Такой подход получил название NURBS-интерпретация [113], где NURBS – Non-uniform rational B-spline – представление с помощью неоднородного рационального В-сплайна. Недостатками такого подхода является сложность работы с поверхностями, созданными с помощью NURBS, обусловленная трудностью манипулирования формой поверхности из-за большого количества контрольных точек, определяющих положение В-сплайна. Изменение одной контрольной точки может привести к значительному изменению всей кривой.

Такой подход включает в себя два этапа – ручная «обрисовка» модели и автоматическое формирование сплайна с помощью специального программного обеспечения. Отмечается, что модели, полученные трудоемкой «ручной» обрисовкой, более технологичны в случае, когда учтен способ дальнейшего изготовления деталей.

Другой распространенный метод преобразования результата оптимизации заключается в формировании на основе конечно-элементной модели «скелета» будущей конструкции [107, 117] (Рисунок 2.4).

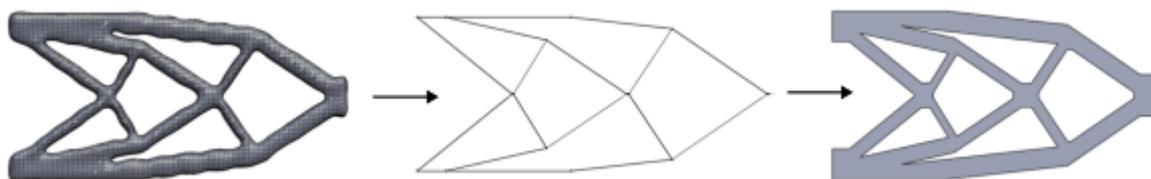


Рисунок 2.4 – Постобработка результата топологической оптимизации за счет образования «скелета»

В таких исследованиях в качестве «скелета» конструкции выступает некоторый внутренний каркас, как правило равноудаленный от ее границ. Расположение элементов каркаса должно соответствовать полученному решению ТО. В работе [117] предложен подход, согласно которому модель с предварительным результатом преобразуется в стержневой каркас, сформированный за счет поиска и преобразования медиальной оси конструкции. Для модели со сложной геометрией скелет может быть получен разными способами, например, описанным в [77]. Также, как и в случае постобработки с NURBS-интерпретацией, для получения работоспособной конструкции рекомендуется исключить из результата оптимизации нежелательные элементы и пустоты. Однако при использовании указанного подхода в рассматриваемом примере проектирования несущей поверхности возникают определенные трудности, связанные с криволинейностью полученных силовых элементов.

В данном исследовании для постобработки результата оптимизации предлагается несколько новых подходов. Для оптимизации несущих поверхностей, когда необходимо получить некоторый замкнутый контур (каркас) из элементов, важным условием является обеспечить прямолинейность для снижения концентрации напряжений в конструкции.

Полученная в результате ТО конструкция обычно имеет ряд недостатков, основная часть которых рассматривается в разделе 2.3.3. Самым очевидным является ее ступенчатая структура, обусловленная наличием конечно-элементной сетки. Такая поверхность может серьезно увеличить трудоемкость изготовления, особенно «традиционными» методами: литьем, штамповкой и др. Другим недостатком является разомкнутый контур силового каркаса: если силовые лучи не

образуют замкнутый контур с внешней границей, велика вероятность возникновения концентраций напряжений. Для устранения указанных недостатков предлагается алгоритм постобработки с линейной аппроксимацией границ элементов.

Главной целью постобработки является представление некоторой функции, описывающей положение элементов в пространстве в аналитическом виде. Такая функция, как правило, представлена табличными значениями, поэтому поставленная цель может быть достигнута решением задачи аппроксимации таблично заданной функции.

Этап постобработки представлен в виде блок-схемы на Рисунке 2.5. Предлагается два подхода к постобработке в зависимости от типа силовой конструкции. Для каркасных конструкций рационально использовать подход, основанный на формировании «скелета». Если силовая конструкция представлена в виде оболочки или пластины с отверстиями, то предлагается представить границы полученных отверстий в аналитическом виде.



Рисунок 2.5 – Блок-схема методики постобработки результата ТО

Первым этапом в обоих подходах является определение расположения узловых координат $x_{en}^* = (x_{en}, y_{en})$, где e – номер силового элемента, n – номер конечного элемента в этом силовом элементе, внутри проектной области. При этом должно соблюдаться условие $\rho(\mathbf{x})_{min} \geq 0,6$ (2.12). Результатом на первом этапе постобработки является получение набора данных для дальнейшего построения таблично заданных функций. Далее с использованием метода наименьших квадратов полученные функции аппроксимируются [31] с помощью линейной функции вида $y = ax + b$, где a и b – некоторые коэффициенты.

Оценить достоверность аппроксимации можно с использованием параметра R^2 [15] с помощью формулы:

$$R^2 = 1 - \frac{\Sigma_1}{\Sigma_2}, \quad (2.19)$$

$$\Sigma_1 = \sum_{i=1}^N (f(x_i) - y_i)^2, \quad \Sigma_2 = \sum_{i=1}^N y_i^2 - \frac{\sum_{i=1}^N y_i^2}{N}, \quad (2.20)$$

где y_i – значения по оси ординат, соответствующие x_i , а $f(x_i)$ – значения функции для x_i , полученные из уравнения аппроксимирующей кривой. Величина $R^2 \geq 0,95$ может говорить о высокой точности аппроксимации.

В случае, когда необходимо представить границы отверстий в аналитическом виде и не требуется формировать силовой каркас конструкции, процесс постобработки может быть закончен при условии выполнения технологических ограничений. Такой подход реализован в диссертации в задачах проектирования силового шпангоута и силовой панели в разделах 3.1 и 3.3 соответственно.

Другой подход, используемый при проектировании конструкций, рассматриваемых в главе 4, основывается на методе постобработки модели с использованием скелетного каркаса (Рисунок 2.6).

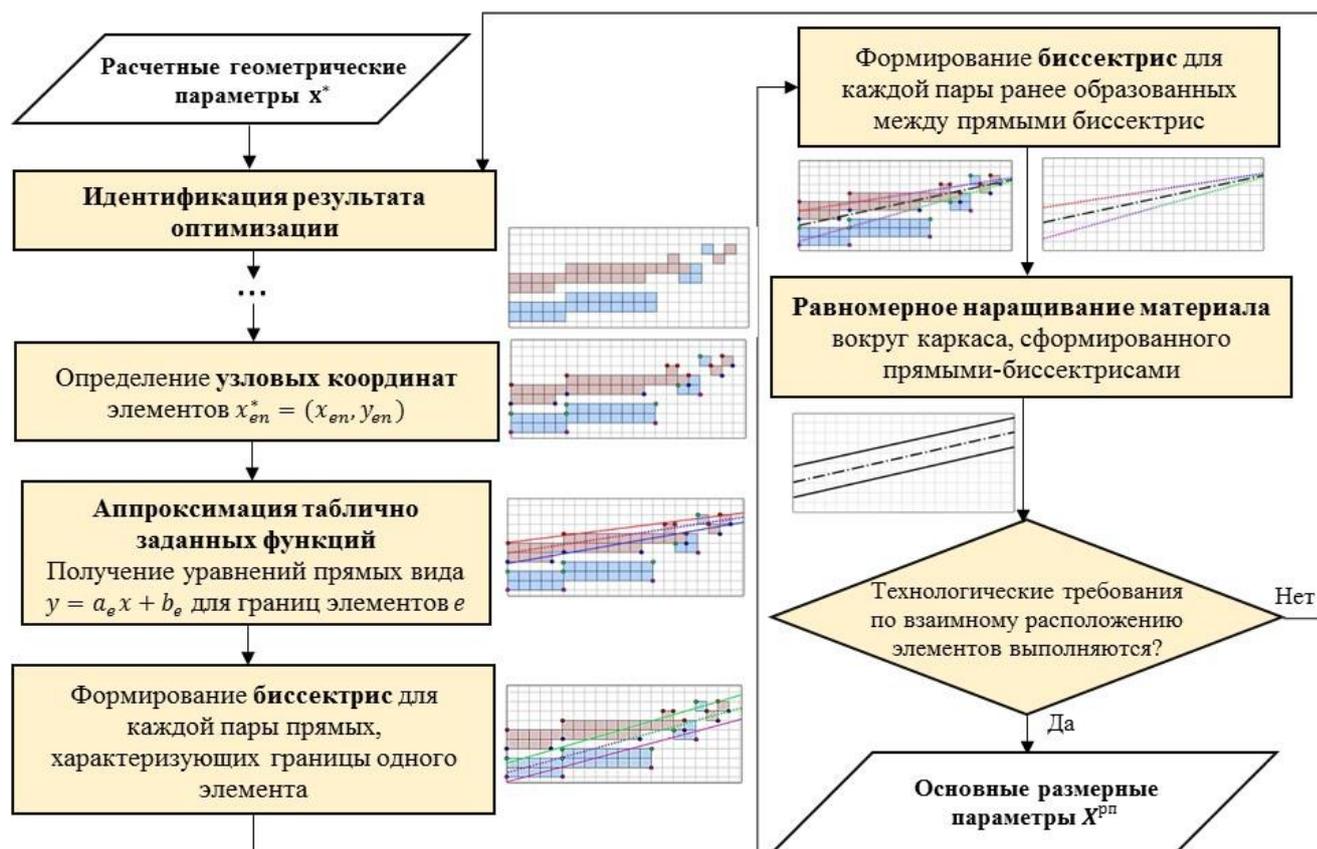


Рисунок 2.6 – Алгоритм постобработки результата оптимизации, основанный на методе скелетного каркаса

Данный алгоритм подходит для случаев, когда граница элемента описывается более, чем двумя прямыми. Например, в случае, когда он формируется за счет объединения нескольких силовых схем. Определять положение «скелета» конструкции предлагается за счет построения биссектрисы угла между границами элемента. После идентификации силовой схемы, исключения «лишних» элементов и определения узловых координат, описывающих силовые элементы, формируются таблично заданные функции с последующей аппроксимацией. Затем строится биссектриса для каждой пары прямых, характеризующих границы одного элемента. Таким образом, формируется скелетный каркас для всей конструкции. В случае, когда один силовой элемент описывается набором из двух и более параметров x_{en}^* , скелетный каркас может быть сформирован последовательным построением биссектрис угла, стороны которого образуют полученные ранее биссектрисы. После получения всех направляющих линий их необходимо продлить

до внешних границ области проектирования, замкнув таким образом контур силового каркаса.

На последнем этапе происходит равномерное наращивание материала симметрично от полученных направляющих линий каркаса с учетом требований технологичности.

Преимуществом предложенного подхода является простота использования и значительное сокращение времени проектирования. При необходимости представленный алгоритм может быть полностью автоматизирован, однако в данной работе он реализован как полуавтоматический: с ручным определением координат элементов $x_{en}^* = (x_{en}, y_{en})$, формированием таблицы с данными и автоматическим построением графиков функций и их аппроксимацией. Предложенные подходы к постобработке основываются на принципе прямооточности, описанном в разделе 1.5 диссертации. Они апробируются в задачах проектирования КТР основных силовых конструкций ЛА, представленных в главах 3 и 4.

2.5 Параметрическая оптимизация конструктивно-силовой схемы

Параметрическая оптимизация КТР, полученного после постобработки КСС позволяет учесть в конструкции такие факторы, как прочность, жесткость, масса и технологичность, что приводит к созданию более эффективной и рациональной конструкции. Основная цель параметрической оптимизации состоит в нахождении таких параметров конструкции, которые бы обеспечивали оптимальное распределение нагрузок при минимальном весе и удовлетворении всех эксплуатационных требований. В качестве целевой функции здесь выступает минимум массы, а в качестве ограничений – прочность. Оптимизация проводится с учетом технологии изготовления, что отражается на этапе обновления проектных переменных.

Исходная модель конструкции задается с помощью параметров, которые описывают ее геометрию. Эти параметры могут включать размеры сечений, углы

наклона элементов, которые определяются на этапе постобработки КСС. Для оценки поведения конструкции под нагрузкой используется метод конечных элементов, необходимый для оценки максимальных эквивалентных напряжений (2.2) и, при необходимости, дополнительного контроля жесткости конструкции и максимальных перемещений.

Математическая модель для решения поставленной задачи может быть представлена в общепринятой форме для оптимального проектирования [69] с учетом (1.1) и (2.1):

$$\begin{cases} K(\mathbf{A}^S) = m(\mathbf{A}') \rightarrow \min \\ \text{при ограничении} \\ [\sigma_{0,2}] - \sigma_{\text{экв max}}(\mathbf{A}') \geq 0 \end{cases}, \quad (2.21)$$

где $m(\mathbf{A}')$ – масса КТР. В качестве вектора независимых переменных \mathbf{A}' при решении задачи параметрической оптимизации в предложенной методике используется вектор размерных параметров $\mathbf{X}^{\text{рп}}$.

В качестве директивных (постоянных) параметров выступают габаритные размеры конструкции.

В разработанной методике этап параметрической оптимизации включает анализ чувствительности и оптимизацию методами случайного либо регулярного поиска. Анализ чувствительности необходим для того, чтобы оценить влияние каждой группы размерных параметров на выбранный критерий качества конструкции. Целью оптимизации является выбор такого сочетания параметров конструкции, при котором выполняется условие (2.21).

В результате постобработки КСС после ТО размерные параметры силовых элементов конструкции представляются в аналитическом виде что, как правило, приводит к увеличению размеров элементов и, следовательно, массы конструкции. Полученное таким образом КТР представляет собой многопараметрическую систему и может потребовать большого количества итераций для удовлетворения условия оптимальности (2.21). В разработанной методике рационального проектирования для сокращения трудоемкости и времени расчетов предлагается использовать алгоритм оптимизации, основанный на методе случайного поиска.

Исходная точка оптимизации может быть выбрана случайным образом из диапазона размерных параметров, в котором верхняя граница соответствует максимальным значениям X^{pp} , полученным после постобработки, а нижняя граница соответствует минимальным технологически допустимым значениям. Значение шага поиска при обновлении параметров выбирается с учетом технологии изготовления проектируемой конструкции.

Алгоритм поиска для расчетных параметров из вектора X^{pp} в этом случае можно представить как

$$x_i^{pp} = x_{i-1}^{pp} + M_{\text{поиска}} \Delta x^{pp}. \quad (2.22)$$

Здесь x_i^{pp} – значение расчетного параметра на i -м шаге поиска;

Δx^{pp} – шаг обновления конструктивных параметров (шаг поиска);

$M_{\text{поиска}}$ – масштаб поиска, в качестве которого может быть принято некоторое целое число, величину которого необходимо выбирать с учетом значений X^{pp} и Δx^{pp} .

Поиск начинается при выборе таких параметров, при которых выполняется условие $m(x_i^{pp}) < m(x_{i-1}^{pp})$ с учетом прочностных ограничений (2.21). Далее оптимизация приобретает циклический характер. При первом шаге знак Δx^{pp} (направление поиска) выбирается случайным образом. При дальнейшем расчете должны выполняться следующие правила:

- 1) Если шаг ($i - 1$) неудачный, то необходимо провести реверс, то есть вернуться к параметрам i -го шага и сменить знак у Δx^{pp} ;
- 2) Если шаг удачный, то поиск продолжается в выбранном направлении.

На этапе, когда точка, полученная путем приращения параметров в удачном направлении, выходит за область допустимых решений, необходимо последовательно уменьшать масштаб поиска $M_{\text{поиска}}$ до тех пор, пока не будет достигнуто минимально допустимое значение шага Δx^{pp} .

Алгоритм параметрической оптимизации представлен в виде блок-схемы на Рисунке 2.7.

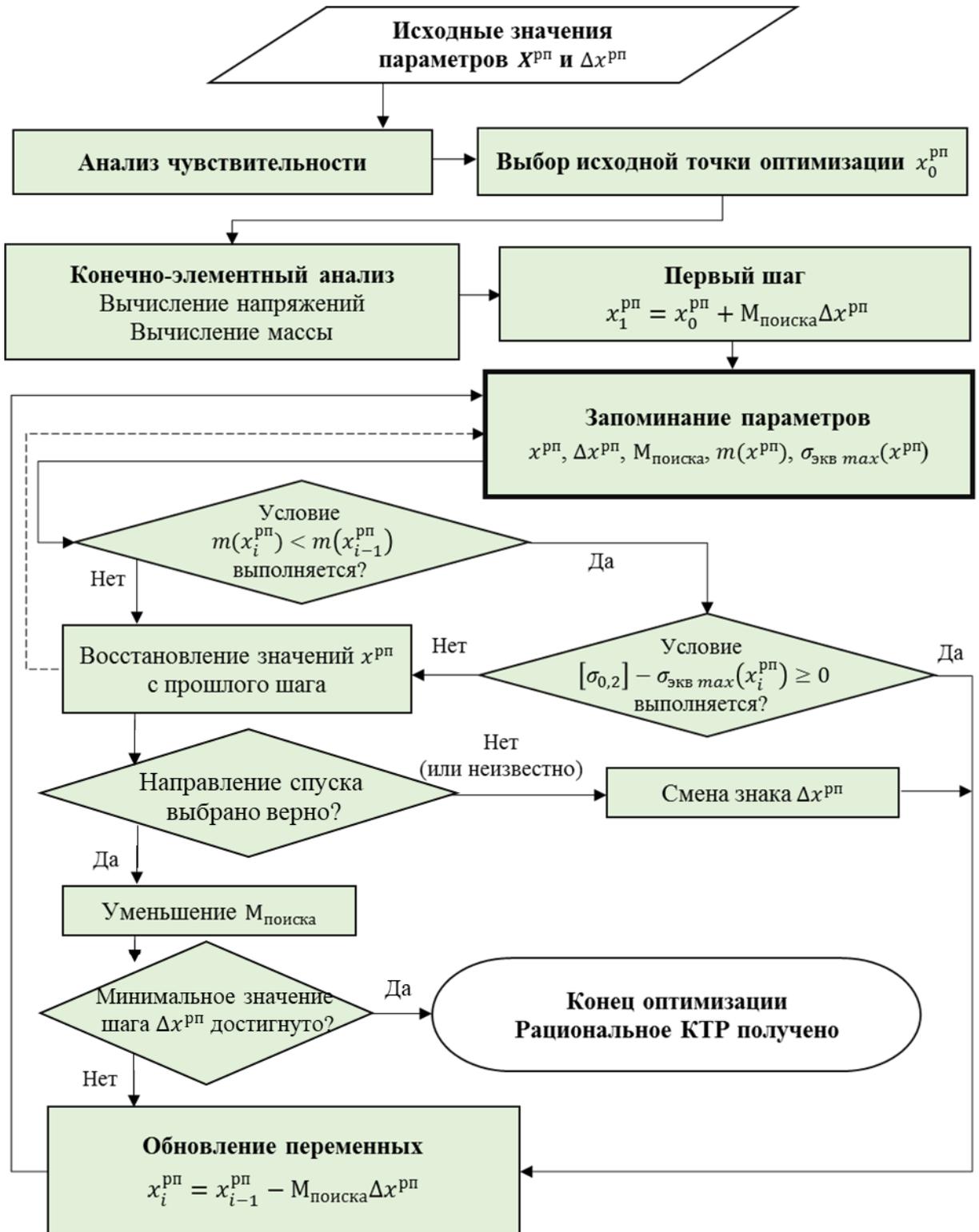


Рисунок 2.7 – Блок-схема параметрической оптимизации

Набор параметров, полученных по результатам оптимизации формирует вектор рациональных параметров $X^{рац}$, характеризующих рациональное КТР.

Существующие методы регулярного поиска позволяют эффективно решать задачу оптимизации многопараметрических систем с малым количеством оптимизируемых параметров (не более 3-5). Алгоритм спуска для расчетных параметров из вектора X^{pp} в этом случае можно представить как

$$x_i^{pp} = x_{i-1}^{pp} - \Delta x^{pp}. \quad (2.23)$$

Для конструкций с большим количеством параметров могут быть использованы такие методы регулярного поиска, как метод покоординатного спуска или метод градиента. В ходе оптимизации согласно этому алгоритму шаг делается в направлении уменьшения функции $K(A^S)$. В случае увеличения $K(A^S)$ производится смена знака и следующий шаг делается в противоположном направлении. При использовании метода покоординатного спуска необходимо учитывать, что функция качества должна быть непрерывной и дифференцируемой. Также не может гарантироваться нахождение экстремума функции качества при наличии строгих ограничений, наложенных на параметры в виде равенств или неравенств. Метод градиента заключается в поиске минимума функции качества в направлении, обратном градиентному, для определения которого вычисляются частные производные функции качества по всем оптимизируемым параметрам.

При проектировании конструкций ЛА важно помнить, что условие прочности является необходимым, но не всегда достаточным. Значительные деформации конструкций в воздушном потоке могут вызывать дополнительные аэродинамические и инерционные нагрузки, которые могут привести к возникновению таких опасных явлений, как дивергенция, флаттер и др. Учесть связанные с этим дополнительные требования возможно за счет расширения предложенной методики проектирования в части исходных данных и этапа параметрической оптимизации. Такой подход подробно рассматривается в разделе 4.2 диссертации на примере рационального проектирования аэродинамического руля.

Параметрическая оптимизация при проектировании авиационных конструкций является обязательным этапом во многих методиках проектирования. В предложенной методике этот этап тесно связан с результатами постобработки

КСС и учитывает технологию изготовления проектируемой конструкции. Такой подход позволяет улучшить характеристики конструкций, а использование проверенных инженерной практикой методов оптимизации позволяет сократить время и затраты на разработку.

ГЛАВА 3 РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ БЛА С УЧЕТОМ ЖЕСТКОСТИ, ПРОЧНОСТИ И МИНИМУМА МАССЫ

3.1 Проектирование рациональной формы силового шпангоута

В общем случае проектирование шпангоутов БЛА заключается в определении параметров сечения из условия равнопрочности и минимума массы, что позволяет эффективно использовать ТО.

Расчетную схему силовых шпангоутов принято представлять в виде плоской рамы, нагруженной сосредоточенными силами, например, от оперения, и касательными силами – от обшивки. Форма сечения в общем случае определяется требованиями минимума массы, обеспечения необходимого внутреннего объема корпуса и технологичности.

Особый интерес представляют стыковые шпангоуты, которые могут выполнять сразу несколько важных функций: соединять смежные отсеки корпуса БЛА друг с другом, обеспечивать жесткость поперечного сечения корпуса, увеличивая критические напряжения стрингеров и обшивки, и передавать усилия от одного отсека к другому. К стыковым шпангоутам предъявляются специфические требования, такие как обеспечение аэродинамических обводов и высокой точности размеров под стыковые болты, сохранение неизменной фронтальной плоскости стыка. Геометрические характеристики сечения шпангоута определяются как требованиями минимума массы, так и требованиями жесткости.

Задача проектирования шпангоута БЛА заключается в определении формы профиля сечения и основных геометрических параметров: высоты, толщины стенок и т.д. При расчете шпангоута постоянного сечения, воспринимающего изгибающие моменты и перерезывающие силы от лонжеронов двух консолей крыла, использован метод сил.

В рассматриваемой задаче силовая схема представляет собой кольцевую плоскую раму постоянного сечения [70]. В плоскости шпангоута в этом случае действуют три типа внешних сосредоточенных нагрузок: радиальная сила, касательная сила и момент [44, 46]. Радиальная нагрузка представлена в виде погонного давления q_0 , внешние силы – потоком касательных усилий q , внутренние усилия – изгибающим моментом M , растягивающей силой N и поперечной силой Q (Рисунок 3.1).

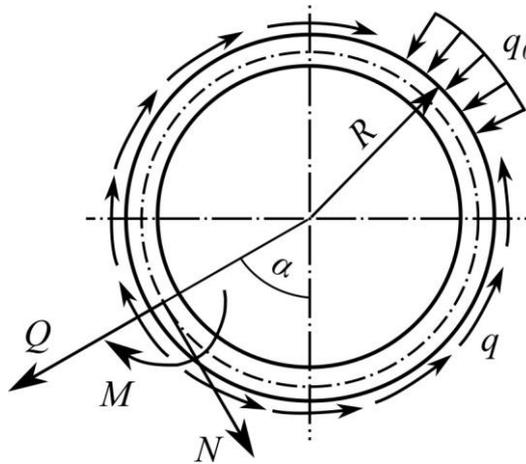


Рисунок 3.1 – Внешние нагрузки и внутренние усилия в шпангоуте

Нормальные и касательные напряжения могут быть представлены в виде [4]:

$$\sigma = \frac{M}{J} R + \frac{N}{F_{\text{сеч}}}, \quad (3.1)$$

$$\tau = \frac{Q \cdot S}{J \cdot \delta}. \quad (3.2)$$

где J , $F_{\text{сеч}}$ – момент инерции и площадь поперечного сечения; R – расстояние от нейтральной оси до рассматриваемой точки; S – статический момент сечения шпангоута; δ – толщина стенки шпангоута.

На Рисунке 3.2 показана расчетная схема нагружения крыльевого шпангоута.

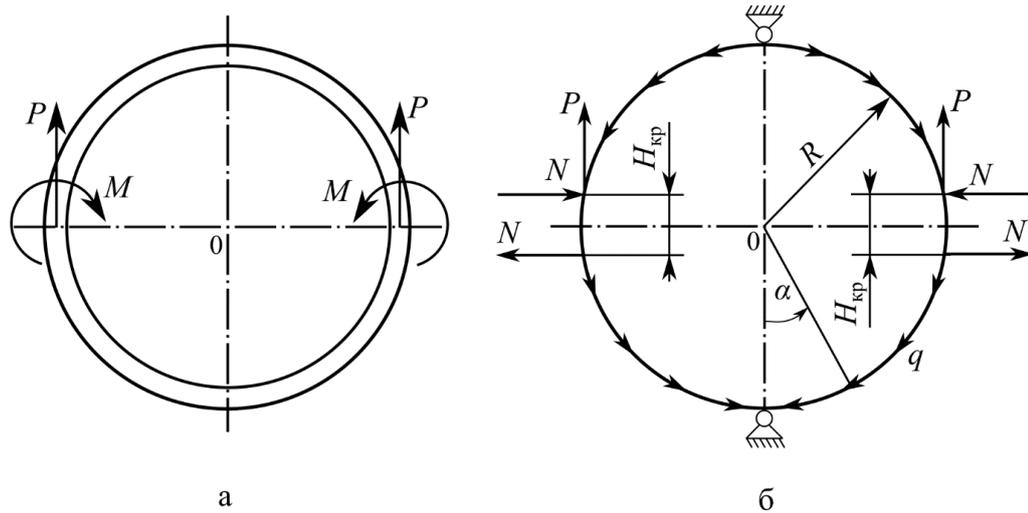


Рисунок 3.2 – Нагружение крыльцевого шпангоута: а – постановка статически неопределенной задачи; б – расчетная схема

Действующие силы и моменты можно определить по следующим выражениям [4]:

$$P = \frac{Y_{кр}}{2}, M = \frac{Y_{кр}}{2} X_{цд}, \quad (3.3)$$

$$N = \frac{M}{H_{кр}},$$

где $Y_{кр}$ – подъемная сила консоли крыла; $X_{цд}$ – координата приложения $\frac{Y_{кр}}{2}$, $H_{кр}$ – высота лонжерона крыла.

В точках закрепления изгибающие моменты будут малы, поэтому шпангоут можно представить в виде двух половин, соединенных друг с другом шарнирами. Таким образом, на шпангоут действует разность этих потоков.:

$$q = q_1 - q_2 = \frac{2PS}{J}, \quad (3.4)$$

где q_1 – поток слева от шпангоута: $q_1 = \frac{QS}{J}$,

q_2 – поток справа от шпангоута: $q_2 = \frac{(Q+2P)S}{J}$.

Статический момент и момент инерции бесстрингерного корпуса при толщине обшивки $\delta_{об}$ может быть определен как

$$S = R^2 \delta_{об} \sin \alpha, \quad (3.5)$$

$$J = \pi R^3 \delta_{об}, \quad (3.6)$$

С учетом (3.5) и (3.6) выражение (3.4) можно представить в виде

$$q = \frac{2P}{\pi R} \sin \alpha, \quad (3.7)$$

Для решения задачи нагружения силового шпангоута использован метод конечных элементов [26] и программный комплекс ANSYS Workbench [13].

На начальном этапе проектирования определены расчетная схема, значения действующих нагрузок, температура нагрева конструкции и окружающей среды. Для решения задач деформирования необходимо определить материал всей конструкции или рассматриваемых элементов, а именно, его модуль упругости и коэффициент Пуассона.

Основные геометрические размеры шпангоута: внешний радиус $R_{шп}$, внутренний радиус $r_{шп}$ и ширина $b_{шп}$ образуют вектор параметров области проектирования $X^\Omega = (R_{шп}, r_{шп}, b_{шп})$. Радиус $R_{шп}$ в зависимости от расположения шпангоута определяется внутренним или внешним радиусом корпуса БЛА. Максимальный размер $r_{шп}$ зависит от компоновки БЛА и накладываемых ограничений. В отдельных случаях необходимо выделить дополнительные узлы для крепления внутренней аппаратуры и другие функциональные части, определяемые назначением БЛА.

В настоящем исследовании для проведения статического расчета конструкции методом конечных элементов модель шпангоута разделена на 36 секторов (Рисунок 3.3, а).

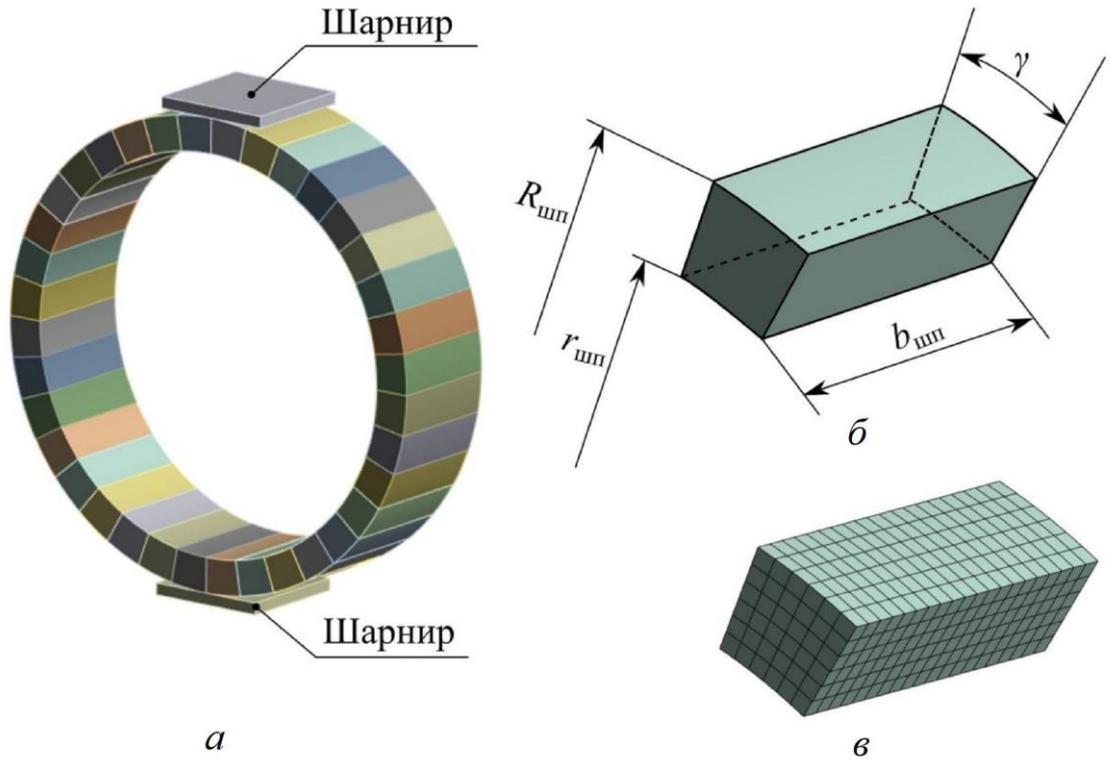


Рисунок 3.3 – Геометрическая модель шпангоута:

а – общий вид; б – параметры сегмента; в – аппроксимированный конечно-элементной сеткой сегмент

Каждый сегмент обладает одинаковым набором геометрических параметров $\mathbf{X}^{\Omega_{\text{сег}}} = (R_{\text{шп}}, r_{\text{шп}}, h_c, b_c, \gamma)$, определяющим его габаритные размеры (Рисунок 3.3, б). Значения этих параметров зависят от общих параметров шпангоута. Так, высота сегмента может быть найдена как разность внешнего и внутреннего радиуса шпангоута, ширина сегмента равна ширине шпангоута $b_{\text{шп}}$. Угол $\gamma = 360/n_c$, определяющий длину сегмента, зависит от количества сегментов $n_{\text{сег}}$.

Сегменты шпангоута имеют контактные поверхности для прикрепления друг к другу. Все части являются линейными и имеют одинаковую жесткость. Для закрепления шпангоута используются два элемента шарнирного типа. Общая схема нагружения крыльевого шпангоута показана на Рисунке 3.2.

Исходя из геометрических параметров шпангоута, объем области оптимизации представлен в виде:

$$V(\mathbf{X}^{\Omega}) = n_{\text{сег}} \cdot V(\mathbf{X}^{\Omega_{\text{сег}}}), \quad (3.8)$$

где объем одного сегмента $V(\mathbf{X}^{\Omega_{\text{сег}}})$ может быть вычислен как

$$V(X^{\Omega_{\text{сер}}}) = \frac{\pi b_{\text{шп}} (R_{\text{шп}}^2 - r_{\text{шп}}^2)}{n_{\text{сер}}} \quad (3.9)$$

В Таблице 3.1 приведены начальные параметры для расчетов.

В качестве материала конструкции выбран алюминиевый сплав с пределом текучести $\sigma_{0,2} = 200$ МПа. Количество конечных элементов составило $N_e = 27520$.

Таблица 3.1 – Исходные данные для расчета шпангоута

Наименование	Обозначение	Значение
Внешний радиус	$R_{\text{шп}}$	200 мм
Внутренний радиус	$r_{\text{шп}}$	170 мм
Ширина	$b_{\text{шп}}$	100 мм
Подъемная сила консоли крыла	$Y_{\text{кр}}$	10000 Н

На Рисунке 3.4 представлен результат ТО силового шпангоута с помощью программного обеспечения ANSYS. В результате ТО получена структурная схема шпангоута, определяющая характер расположения и форму силовых элементов. Масса полученной конструкции составила 5,4 кг, что на 44% ниже массы начальной конструкции до оптимизации.

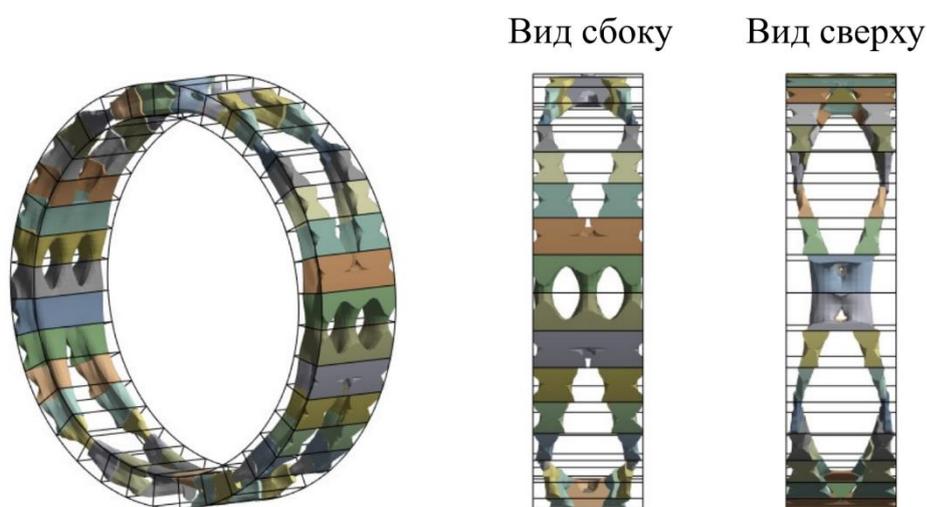


Рисунок 3.4 – Результат топологической оптимизации

По результатам анализа НДС с помощью программного обеспечения ANSYS установлено значение максимальных эквивалентных напряжений – 176,8 МПа. Коэффициент запаса прочности (2.3) составил $k_\sigma = 1,13$, что говорит о возможности дополнительно снизить массу конструкции с помощью параметрической оптимизации. Для дальнейшего снижения массы конструкции определены основные геометрические параметры шпангоута с помощью постобработки, алгоритм которой рассмотрен в разделе 2.4, и инициирован процесс последовательных приближений значений этих параметров к оптимальным значениям. В результате постобработки результата ТО получены два типа отверстий с формой ромба и эллипса с параметрами $X_{\text{ромб}}^{\text{рп}} = (l_{e1}, h_{e1}, b_{e1}, t_{e1})$ и $X_{\text{эл}}^{\text{рп}} = (l_{e2}, h_{e2}, t_{e2})$ соответственно. Для первого элемента ромбовидной формы определены: длина l_{e1} , максимальная ширина h_{e1} , минимальная ширина b_{e1} и расстояние от оси симметрии шпангоута до середины элемента t_{e1} . Второй элемент эллипсоидной формы аналогично описан параметрами l_{e2} , h_{e2} и t_{e2} .

Выбор размеров элементов шпангоута проведен на основе исследования их НДС методом конечных элементов. Целевой функцией выбрана зависимость массы конструкции от геометрических размеров, а в качестве ограничения принята прочность при нагружении. Для каждого геометрического параметра из наборов $X_{\text{ромб}}^{\text{рп}}$ и $X_{\text{эл}}^{\text{рп}}$ из условия изготовления назначено дополнительное технологическое ограничение. Нагружение конструкции соответствовало расчетной схеме, представленной на Рисунке 3.2. На Рисунке 3.5 показаны геометрические параметры шпангоута на плоскости в развернутом виде.

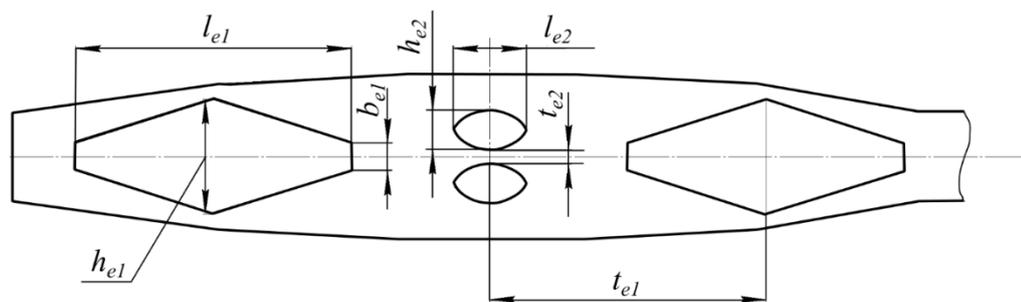


Рисунок 3.5 – Основные геометрические параметры конструкции шпангоута по результатам ТО

С целью сокращения количества итераций стратегия поиска оптимального решения включала несколько этапов. На первом этапе путем варьирования случайного параметра найдено ориентировочное значение массы конструкции $m(X_i^{pp})$, для которого выполняется условие прочности. Затем оценивалась чувствительность каждой группы конструктивных параметров к массе конструкции и значению напряжений $\sigma_{экр max}$. После этого параметры обновлялись с шагом Δx^{pp} , зависимым от технологических ограничений. При выполнении условий оптимизации алгоритм заканчивался. Алгоритм параметрической оптимизации, соответствующий предложенному методу исследования, представлен на Рисунке 3.6.

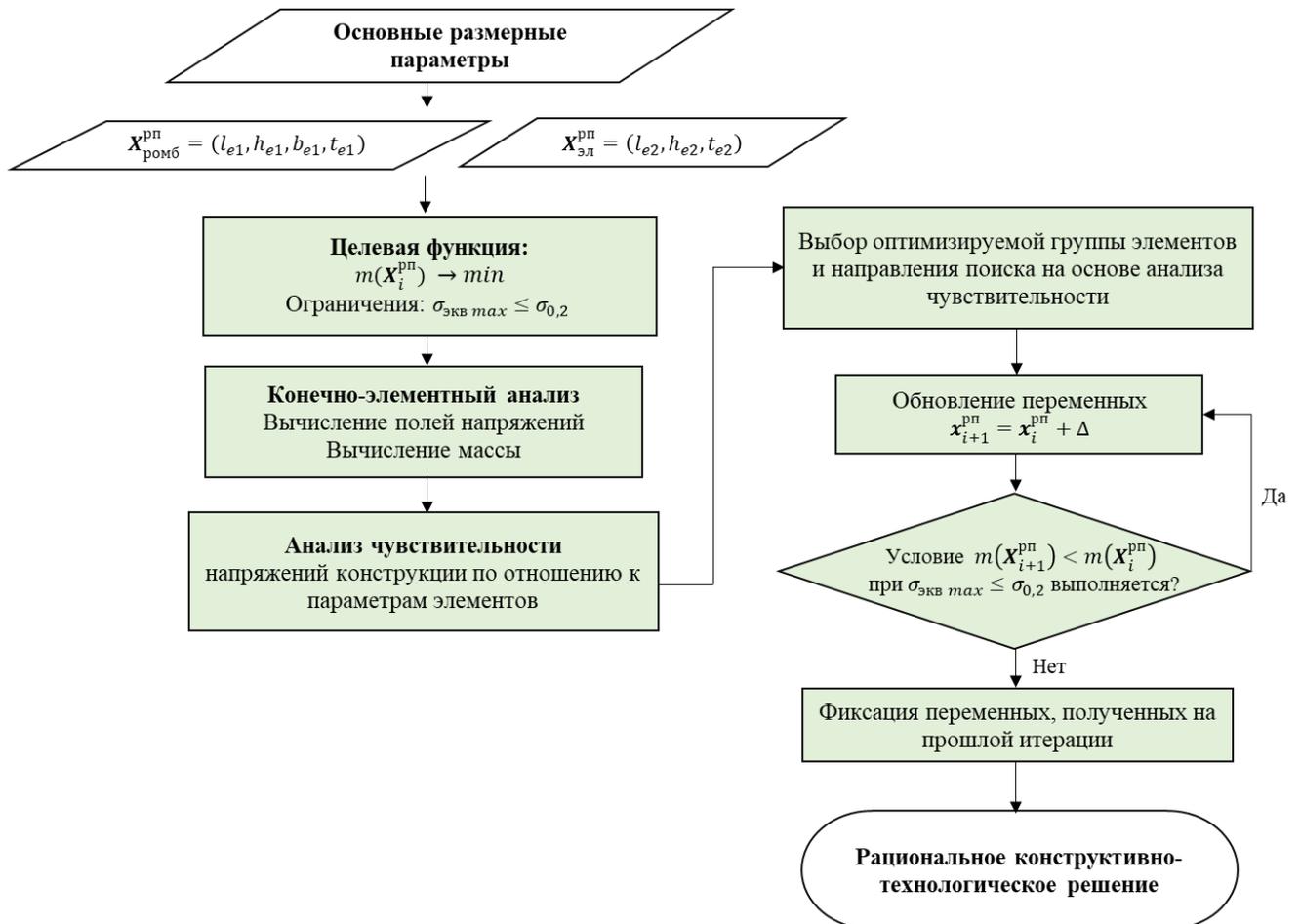


Рисунок 3.6 – Алгоритм параметрической оптимизации шпангоута

На первом этапе параметрической оптимизации выбраны управляемые параметры – l_{e1} , h_{e1} и b_{e1} . Параметры t_{e1} и t_{e2} , определяющие расположение элементов относительно друг друга, приняты в качестве директивных.

Далее с помощью увеличения параметра l_{e1} до максимального значения, обусловленного технологическими ограничениями, получена конструкция массой 4,5 кг, максимальные эквивалентные напряжения которой для выбранного расчетного случая составили $\sigma_{\text{экв max}} = 182,47$ МПа.

На втором этапе исследовалось влияние значения геометрических параметров на прочностные и массовые свойства конструкции. Сначала рассматривался элемент эллипсоидной формы. На этом этапе геометрические параметры этого элемента увеличивались на коэффициент, который можно выразить как отношение текущего значения параметра к его начальному значению.

Установлено, что увеличение параметров l_{e2} и h_{e2} приводит к резкому увеличению значений максимальных эквивалентных напряжений (Рисунок 3.7, а). Так, при увеличении l_{e2} и h_{e2} в 1,5 раза максимальные эквивалентные напряжения возросли с 179,7 МПа до 288,3 МПа, превысив допустимое значение предела текучести выбранного материала. Получено снижение массы конструкции на 4,5 % (Рисунок 3.7, б).

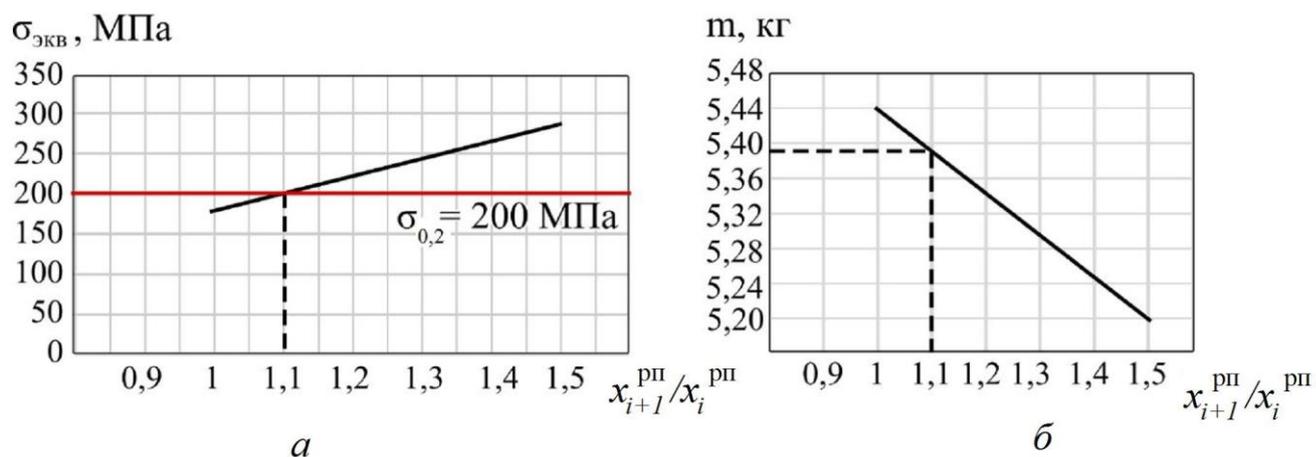


Рисунок 3.7 – Влияние размеров элемента эллипсоидной формы на прочностные и массовые характеристики шпангоута: (а) зависимость максимальных эквивалентных напряжений и (б) зависимость массы от отношения параметров

Согласно полученным зависимостям, выполнение требований прочности может быть достигнуто при значении коэффициента $x_{i+1}^{pp}/x_i^{pp} = 1,1$. Так как выигрыш по массе является незначительным и находится в пределах 1%, решено, что параметры группы $X_{эл}^{pp}$ не оказывают значительное влияние на целевую функцию, в связи с чем значение геометрических параметров l_{e2} и h_{e2} приняты за постоянные.

Далее получены значения параметров l_{e1} , h_{e1} и b_{e1} , которые варьировались согласно алгоритму (2.22) с шагом $\Delta x^{pp} = 35,5$ и $\Delta x^{pp} = 5$ мм соответственно, для которых выполняется условие по массе: $m(X_{i+1}^{pp}) \leq m(X_i^{pp})$ (Таблица 3.2).

Таблица 3.2 – Значения расчетных параметров

№ варианта	l_{e1} , мм	h_{e1} , мм	b_{e1} , мм	Масса m , кг	$\sigma_{экв}$, МПа
1	235	70	15	4,5	182,5
2	200	80	20		221,7
3	200	75	25		179,4
4	200	80	25	4,4	213,9
5	235	75	15	4,3	196,5
6	235	70	20		201,6
7	235	80	15	4,1	228,4
8	235	75	20		205,1
9	235	70	25		215,4

Анализ результатов показал, что вариант с наименьшей массой $m(X^{рац}) = 4,3$ кг для выбранных параметров, образующих вектор $X^{рац}$ имеет значение эквивалентных напряжений $\sigma_{экв max} = 196,5$ МПа, что удовлетворяет требованию прочности.

Модель, полученная в результате параметрической оптимизации согласно предложенному алгоритму, имеет массу конструкции на 21% меньше, чем

рассчитанная по обычному алгоритму ТО при выполнении требований по прочности.

Анализ результатов показал эффективность предложенного алгоритма параметрической оптимизации модели и введения постобработки после этапа ТО.

3.2 Проектирование стыка литьевого шпангоута

В случае, когда к шпангоуту приложена нагрузка по стыковым узлам, в обшивке действуют осевая сила, изгибающий момент и крутящий момент, которые уравновешиваются погонными усилиями.

Частным случаем такого нагружения может быть контурное нагружение, при котором нагрузка передается по всему периметру контакта деталей. В качестве соединительного элемента здесь может выступать стяжной хомут, выполненный, например, из материала с эффектом памяти формы [40] для сохранения габаритных размеров стыковочного узла (Рисунок 3.8).

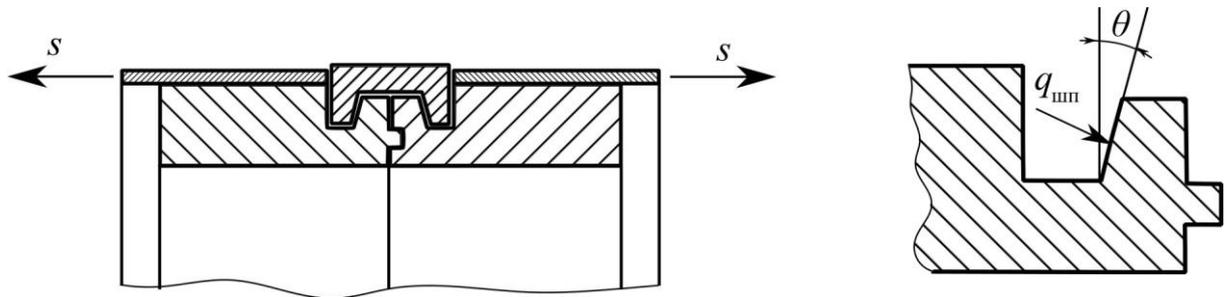


Рисунок 3.8 – Расчетная схема контурного стыка

В таком сечении на стык будет действовать погонная нагрузка, которую можно найти из гипотезы плоских сечений [70]:

$$s = \left(\frac{M}{J} R \cos \alpha + \frac{N}{F} \right) \delta = \frac{M}{\pi R^2} \cos \alpha + \frac{N}{2\pi R}, \quad (3.10)$$

Со стороны шпангоута на поверхность соприкосновения с хомутом будут действовать давления $q_{шп}$, вызванные растягивающими силами s . Без учета сил трения они могут быть найдены по формуле [70]:

$$q_{шп} = \frac{s}{\cos \theta}, \quad (3.11)$$

Исследована возможность использования метода оптимизации Level Set и предложенного алгоритма проектирования для получения рациональной формы силовых шпангоутов и дальнейшего изготовления их с помощью литья. Постановка задачи оптимизации соответствовала (2.16). Ширина шпангоутов в исходной модели составляла 25 мм, технологическое ограничение на минимальную толщину принято 2 мм.

На Рисунке 3.10 показано расположение оптимизируемой конструкции: шпангоуты находятся на стыке отсеков и удерживаются термомеханическим хомутом, изготовленным из материала с эффектом памяти формы (Рисунок 3.9, а).

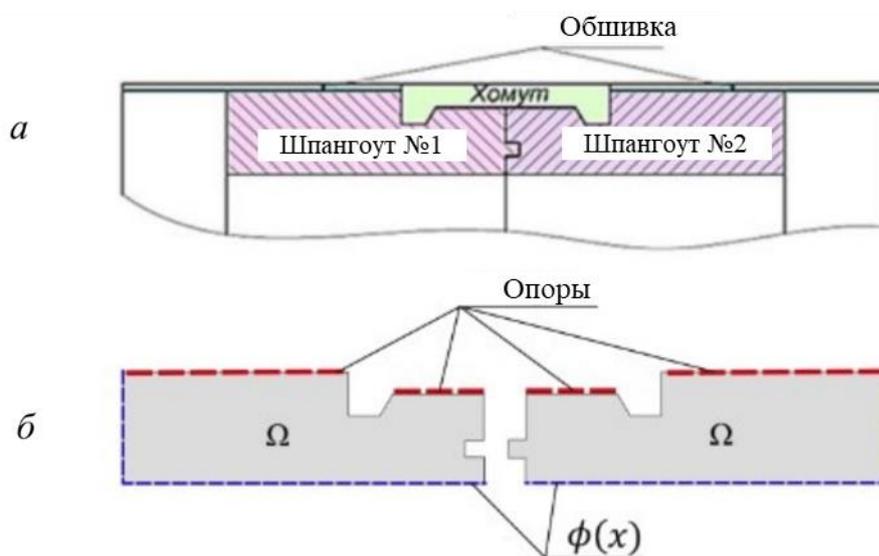


Рисунок 3.9 – Схема для расчета стыковых силовых шпангоутов:

а – сечение стыка; б – граничные условия

На первом этапе проведено определение параметров оптимизируемых деталей и корректное задание граничных условий (Рисунок 3.9, б). В рассматриваемом расчетном случае со стороны хомута на поверхности шпангоутов действует распределенная нагрузка (Рисунок 3.8). Шпангоуты подкреплены со стороны обшивки отсека и соединяются друг с другом в торцевой области. В качестве ограничения для оптимизации выступают поверхности, имеющие контакты с другими сборочными единицами.

Для снижения времени расчета оптимизация проводилась для сегмента шпангоута (Рисунок 3.10, а). На Рисунке 3.10 представлены сечения шпангоутов, полученные в результате оптимизации. Масса одного шпангоута в результате ТО составила 2,08 кг, а высота стенки была снижена до 4,5 мм по сравнению с исходным значением 25 мм.

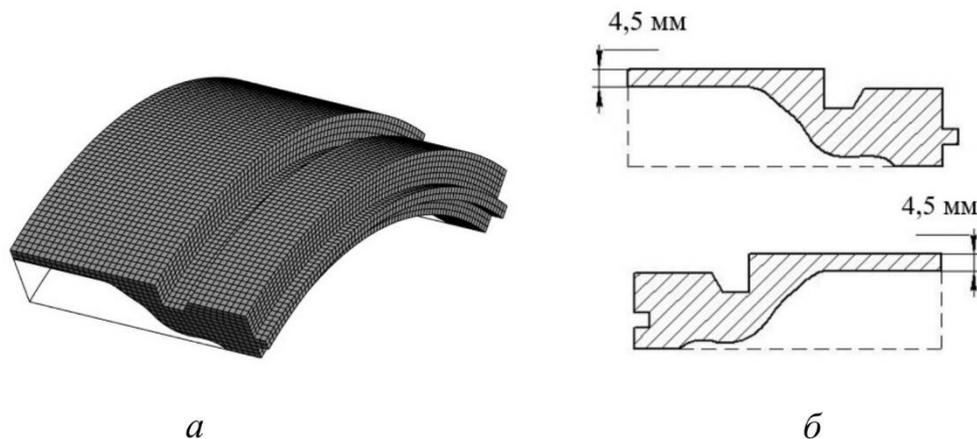


Рисунок 3.10 – Результат ТО: а – фрагмент шпангоута; б – сечение шпангоутов

Заключительный этап параметрической оптимизации позволил уменьшить толщину стенки шпангоутов до 2 мм в соответствии с технологическим ограничением. При этом выполнялось условие прочности (2.21), а масса одного шпангоута составила 1,88 кг. Результаты анализа НДС рациональных КТР стыковых шпангоутов показаны на Рисунке 3.11.

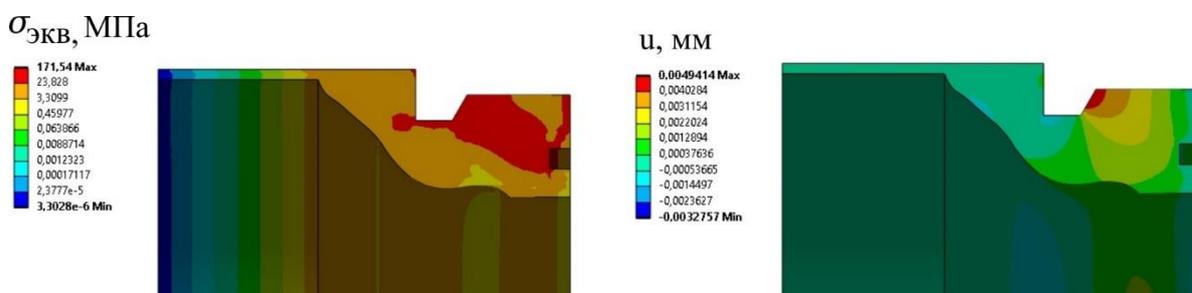


Рисунок 3.11 – Поля распределения эквивалентных напряжений (слева) и деформаций (справа)

В результате проектирования получены следующие результаты:

- масса шпангоутов снижена на 55% относительно массы исходной модели;

- полученные конструкции отвечали требованиям прочности для заданного расчетного случая;

- предложенные конструкции отвечали требованиям технологичности и возможности изготовления литьем при внесении незначительных корректировок.

Таким образом, благодаря предложенному алгоритму – получено КТР для стыка литьевого шпангоута со снижением массы в два раза.

3.3 Проектирование панели для вертолета КА-226Т

В ходе исследования для оценки влияния граничных условий на результат ТО предложенная методика была реализована в задаче рационального проектирования 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 КА-226Т, а также крепежные отверстия диаметром 8 мм для установки бронепанели. Материал детали – стеклопластик толщиной 3 мм. Для снижения массы в детали выполнены два отверстия (Рисунок 3.12).

Основные действующие усилия в процессе эксплуатации – сила тяжести (Рисунок 3.13). Габаритные размеры детали: 877 мм × 565 мм. Площадь поперечного сечения образца $S_{обр} = 284 \text{ мм}^2$. Масса бронепанели, устанавливаемой на деталь – 32 кг.



Рисунок 3.12 – Внешний вид вертолета КА-226Т и бронепанели

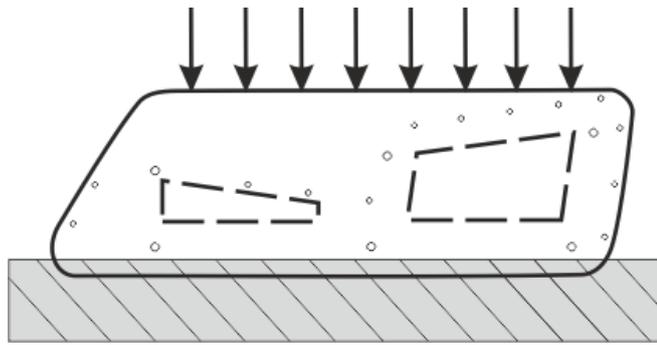


Рисунок 3.13 – Расчетная схема детали «Поддержка»

При проектировании ставились две задачи:

- снизить массу детали, не снижая прочности конструкции;
- максимально снизить массу детали при условии снижения прочности не более, чем на 25%.

В процессе проектирования использовалась рассмотренная в разделе 2.2 методика рационального проектирования (Рисунок 3.14).



Рисунок 3.14 – Процесс проектирования детали «Поддержка»

Существенную роль в процессе формирования рациональной конструкции играли технологические ограничения, обусловленные технологией изготовления.

Для механической обработки стеклопластиковой заготовки использовался фрезерный инструмент, что оказало влияние на конечный вид проектируемых деталей. При изготовлении с использованием фрез формирование сложных криволинейных форм может быть существенно затруднено из-за высокого риска расслоения материала в зоне обработки [19]. Поэтому после идентификации формы отверстий их направление было «выровнено» с учетом направления слоев материала.

Для проведения расчетов выбрана цельная конструкция и введено несколько вариантов технологических ограничений по геометрии в зоне возможного расположения крепежных отверстий. Ограничения по функциональному назначению разделены на две группы: первая группа включает области расположения отверстий, необходимых для крепления бронепанели к проектируемой детали; вторая группа – области расположения отверстий для крепления детали «Поддержка» к корпусу двери вертолета.

Расчет включал исследование трех расчетных случаев. В первом расчетном случае предполагалось, что точное расположение крепежных отверстий всех групп является неизвестным, и зоны их возможного расположения полностью исключались из области проектирования. Вторым расчетным случаем предполагал, что неизвестным является расположение только второй группы отверстий, предназначенных для крепления конструкции к двери вертолета. В третьем случае считалось, что расположение отверстий является известным, и их расположение диктовалось типовой деталью.

В результате проведения ТО с целевой функцией минимизации податливости для трех расчетных случаев получено три варианта снижения массы конструкции панели (Рисунок 3.14). Каждый из вариантов дорабатывался с учетом технологических ограничений согласно предложенному алгоритму постобработки результата ТО. В результате постобработки получено шесть моделей с различной конфигурацией отверстий.

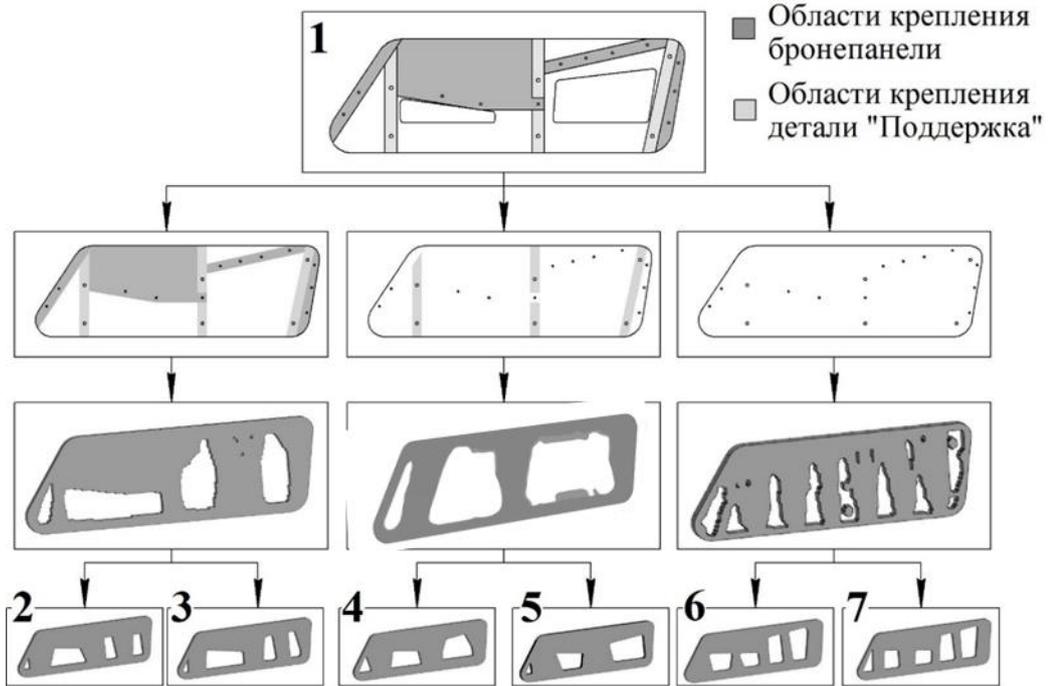


Рисунок 3.15 – Формирование рациональной конструкции детали «Поддержка»

После доработки получены модели, показанные на Рисунке 3.14. Данные проверки исследуемых конструкций при натуральных прочностных испытаниях на сжатие приведены на Рисунке 3.16 и в Таблице 3.3.

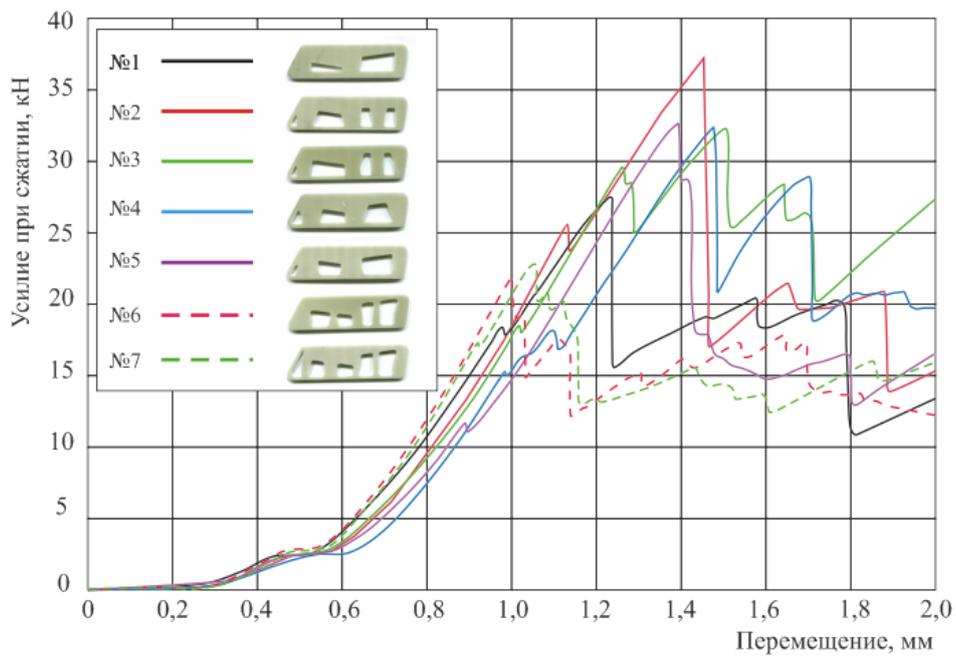


Рисунок 3.16 – Диаграмма сжатия для разных вариантов конструкции

Таблица 3.3 – Результаты натуральных прочностных испытаний

№ образца	Разрушающее усилие при сжатии, кН	Прочность при сжатии σ , МПа	$\Delta\sigma = \sigma / \sigma_{штатной}$ %	Масса, г	$\Delta m = m / m_{штатной}$, %
1 (штатный)	27,4	96,5	0	71,8	0
2	37,2	130,9	35	69,9	-2,7
3	32,1	113,0	17	66,3	-8,2
4	32,2	113,4	17	69,8	-2,7
5	32,6	114,8	19	69,2	-3,7
6	21,5	75,7	-27	63,4	-18,0
7	22,4	78,9	-22	60,7	-13,0

Показателем механической прочности являлась прочность при сжатии σ (2.4).

На диаграмме (Рисунок 3.17) показано сравнение механических характеристик исследуемых образцов.

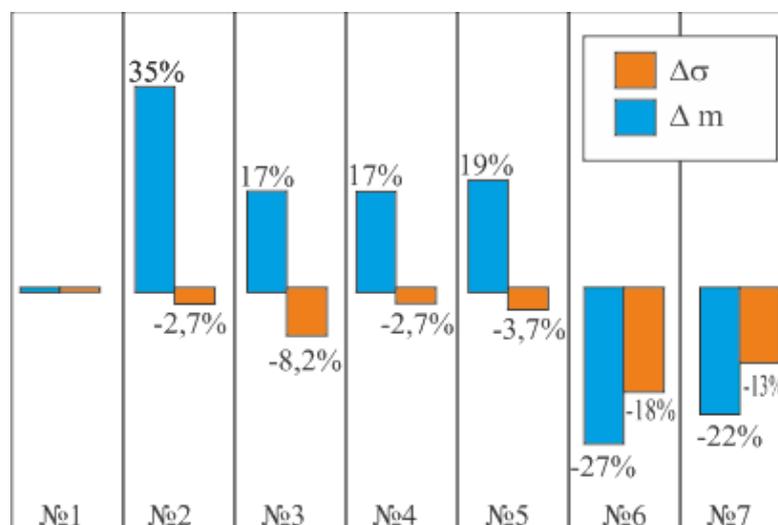


Рисунок 3.17 – Изменение прочности и массы образцов с оптимизированной конструкцией по сравнению со штатной конструкцией №1

Анализ полученных оптимизированных моделей показал, что преобладающим элементом являются вертикальные стойки с «V»-образной геометрией, ограничения по массе почти не влияют на вид вертикальных стоек.

Качественное изменение происходит только при перемещении места приложения нагрузки. Анализ результатов показал, что оптимальную геометрию при снижении массы на 2,7% имеет образец №2 с «V»-образными вертикальными стойками. Получено увеличение прочности конструкции на 35%.

Оптимальной конструкцией при снижении прочности не более 25% является образец №7, имеющий максимальное количество отверстий. Допустимое снижение массы при условии сохранения 75% от исходной прочности составило 13%.

Полученные результаты учтены при разработке технологии проектирования оптимизированной формы детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета» в рамках выполнения ОКР «Полиэтилен» (2022-2023г.) на предприятии АО ЦВМ «Армоком». Получен акт внедрения (см. Приложение А), составлен протокол испытаний 1/23 от 14.11.2023 г. (см. Приложение Б).

ГЛАВА 4 РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ ЖЕСТКОСТИ, ПРОЧНОСТИ, АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И МИНИМУМА МАССЫ

4.1 Проектирование рациональной конструкции крыла малого удлинения с учетом требований прочности и жесткости

4.1.1 Постановка и алгоритм решения задачи проектирования крыла с использованием топологической оптимизации

К несущим поверхностям БЛА предъявляются особенно жесткие требования относительно их прочности, жесткости и массы. Силовая схема крыла, как правило, выбирается на основе некоторого прототипа в зависимости от типа ЛА, его режима полета и действующих нагрузок. Разработка будущих поколений ЛА и БЛА, внедрение в производство аддитивных технологий и современных материалов вызывает необходимость создания новых подходов к проектированию конструкций несущих поверхностей.

Требования к конструкции крыльев, рулей, стабилизаторов обусловлены воздействием на них в процессе полета интенсивного нагрева, маневренных нагрузок, аэродинамических и других эксплуатационных сил.

В существующих КСС несущих поверхностей малого удлинения можно выделить три группы: лонжеронные, моноблочные и каркасные конструкции.

В лонжеронных схемах в качестве основного силового набора используются лонжероны, стрингеры, нервюры. Расположение этих элементов во многом диктуется условиями эксплуатации и параметрами фюзеляжа БЛА. Например, стрингеры и нервюры необходимо устанавливать из условия одинаковой жесткости несущей поверхности в направлении ее хорды и размаха. Лонжероны

могут располагаться как по линии одинаковых процентов хорд, так и перпендикулярно продольной оси корпуса БЛА. Особое преимущество имеют схемы с веерообразным силовым набором (лучевая схема) за счет передачи сил к узлам стыковки кратчайшим путем. При изготовлении лонжеронных схем преобладают технологии штамповки и фрезерования.

Моноблочные конструкции обладают рядом достоинств, среди которых высокая жесткость и технологичность. Как правило, такие конструкции изготавливают методом штамповки или литьем с последующим соединением двух панелей заклепками или сваркой. Несмотря на преимущества, указанный тип конструкции может иметь большую массу по сравнению с наборной конструкцией.

Каркасная конструкция похожа на моноблочную, однако силовой набор, формирующий каркас, изготавливается отдельно от обшивки. Наиболее часто для такой конструкции используются такие методы изготовления, как литье или штамповка.

В настоящем исследовании рассмотрена возможность использования ТО для создания опорного варианта силового каркаса несущей поверхности и предложен алгоритм постобработки полученного результата, который может существенно сократить время проектирования за счет формализации этапов формирования КТР.

При проектировании конструкций несущих поверхностей их внешние геометрические параметры X^{Ω} считаются известными. Эти параметры влияют на аэродинамические свойства крыла и определяются на начальных этапах формирования облика ЛА [17]. Они включают:

- удлинение крыла $\lambda = l_{кр}^2 / S$;
- сужение крыла $\eta = b_0 / b_k$;
- угол стреловидности χ ;
- относительную толщину профиля $\bar{c} = (c/b) \cdot 100\%$;
- максимальную толщину профиля c ;
- размах крыла $l_{кр}$;

- площадь крыла $S_{кр}$;
- центральную хорду крыла b_0 ;
- концевую хорду крыла b_k .

В данном исследовании несущей поверхности сверхзвукового БЛА в качестве примера рассмотрено крыло малого удлинения ($\lambda \leq 2$).

Среди существующих силовых схем для крыльев малого удлинения можно выделить две основные группы: лонжеронные и моноблочные. Особенностью лонжеронных схем является восприятие лонжеронами основной части изгибающего момента, при этом обшивка работает преимущественно на сдвиг. В моноблочных силовых схемах продольные силы от изгиба воспринимаются обшивкой совместно с подкрепляющими элементами.

Таким образом, обшивка в конструкции крыла выполняет несколько важных функций, а именно: образование внешней формы крыла, восприятие аэродинамической нагрузки, передача сил на корпус ЛА. Для крыльев малого удлинения обшивка изготавливается из гладкого листа, а ее соединение осуществляется за счет заклепок, либо точечной или роликовой сварки.

Так как результат ТО методом SIMP представляет собой единый силовой каркас, наиболее рационально применить этот метод возможно для схем моноблочного типа, изготавливаемых литьем или штамповкой [41].

Приемлемыми для реализации конструкций, полученных с использованием ТО являются технологии 3D-печати, позволяющие построить полученную конструкцию из порошковых авиационных металлов методами послойного наплавления (FDM/FFF), выборочного лазерного спекания (SLS), электронно-лучевой плавкой (EBM) и др.

Задача проектирования крыла с использованием методов ТО заключается в создании силовой схемы крыла, которая бы обладала основными достоинствами моноблочной схемы: высокой прочностью, жесткостью и технологичностью. Таким образом, процесс проектирования крыла с использованием предложенной методики проектирования включает в себя четыре этапа.

На первом этапе определяются внешние параметры крыла и граничные условия. На втором этапе проводится ТО с заранее выбранной целевой функцией и ограничениями. На третьем этапе происходит постобработка, целью которой является повышение работоспособности и технологичности конструкции. На заключительном этапе проводится параметрическая оптимизация с анализом НДС полученной конструкции.

4.1.2 Определение оптимального распределения материала в крыле методом топологической оптимизации

При классическом подходе к проектированию после определения внешних геометрических параметров выбирается предварительная силовая схема. В настоящем исследовании в качестве прототипа рассмотрено крыло с гипотетической моноблочной силовой схемой и узловой стыковкой с двумя точками крепления к корпусу БЛА (Рисунок 4.1).

Кроме основных геометрических параметров крыла (Таблица 4.1) известными считаются места размещения узлов стыковки. Как правило, их расположение зависит от характера общей деформации крыла [17]. В исследуемой конструкции выбран ушковый тип соединения с наружными проушинами на корпусе БЛА. Размеры узлов стыковки гипотетического крыла, показанного на Рисунке 4.1, приведены в Таблице 4.2.

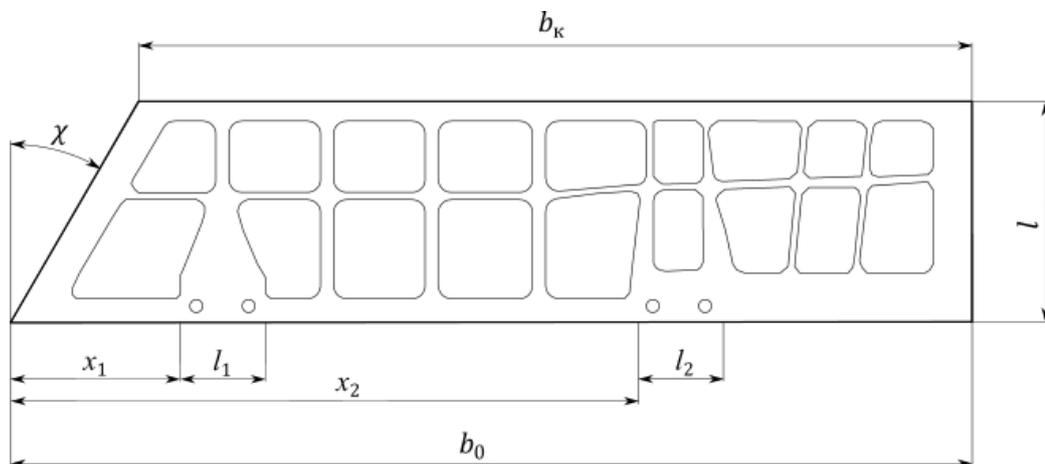


Рисунок 4.1 – Геометрические параметры крыла и общий вид типовой силовой схемы

В Таблице 4.1 приведены значения вектора параметров X^Ω проектируемого крыла, необходимых для построения модели для оптимизации.

Таблица 4.1 – Значения основных параметров проектируемого крыла

λ	η	χ	\bar{c}	c	$l_{кр}$	$S_{кр}$	b_0	b_k
0,25	1,15	30°	1,7%	12 мм	170 мм	116607 мм ²	735 мм	639 мм

Таблица 4.2 – Параметры узлов стыковки крыла с корпусом БЛА

x_1	x_2	l_1	l_2
130 мм	480 мм	60 мм	60 мм

При проектировании конструкций несущих поверхностей с учетом требований прочности и жесткости необходимо знать величину подъемной силы $Y_{кр}$ и закон ее распределения по поверхности консоли крыла. Помимо подъемной силы на крыло действует сила лобового сопротивления, но ввиду ее малых значений относительно $Y_{кр}$ ей можно пренебречь.

Величина подъемной силы может быть найдена по формуле [47]:

$$Y_{кр} = kn_y G, \quad (4.1)$$

где k – доля подъемной силы крыльев в общей подъемной силе ЛА; n_y – составляющая перегрузки по оси Y, G – вес ЛА.

Распределение подъемной силы по размаху крыла зависит от погонной нагрузки $q_{аэп}$, распределение которой определяется избыточным давлением Δp :

$$Y_{кр} = 2 \int_0^l q_{аэп} dz, \quad (4.2)$$

$$q_{аэп} = \int_0^b \Delta p dx. \quad (4.3)$$

Для повышения точности расчетов распределение $Y_{кр}$ желательно получать экспериментальным путем за счет продувок моделей крыла в аэродинамических

трубах. В рассматриваемом примере крыло нагружалось системой сил, по характеру распределения близких к реальному случаю нагружения.

В качестве материала выбран алюминиевый сплав В95 с пределом текучести $\sigma_{0,2} = 461$ МПа (см. Таблица 1.1). Расчетная схема нагружения представлена на Рисунке 4.2, а значения сосредоточенных сил приведены в Таблице 4.3.

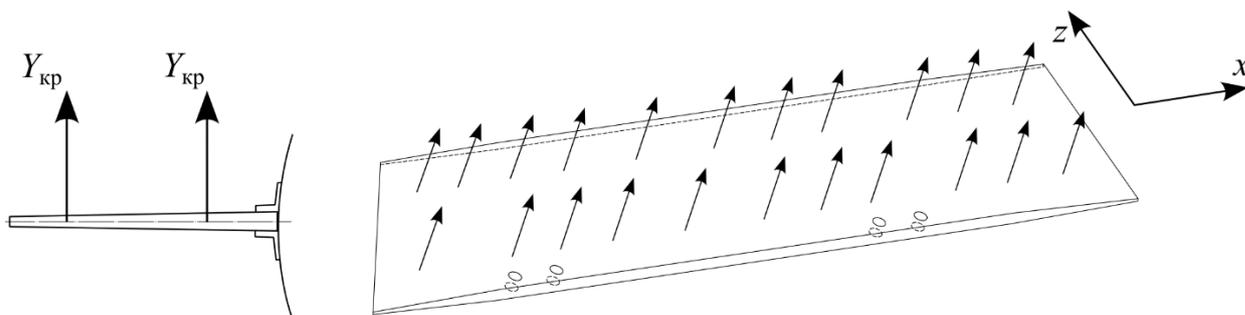


Рисунок 4.2 – Расчетная схема нагрузок, действующих на консоль крыла

Таблица 4.3 – Значения сосредоточенных сил, действующих на консоль крыла

x , мм	z , мм	$Y_{кр}$, Н
70	45	408
158	45	408
205	45	402
255	45	480
325	45	522
400	45	462
455	45	357
503	45	315
585	45	408
634	45	405
687	45	393

x , мм	z , мм	$Y_{кр}$, Н
115	134	228
155	134	177
205	134	174
255	134	213
325	134	237
400	134	213
455	134	174
503	134	159
585	134	255
634	134	252
687	134	243

При создании расчетной модели для сокращения времени проектирования и получения максимально точного результата необходимо создать такую структуру,

в которой область оптимизации строго ограничена. Задача может быть решена при условии определения на ранних этапах проектирования размеров основных деталей, формирующих несущую поверхность (Рисунок 4.3).

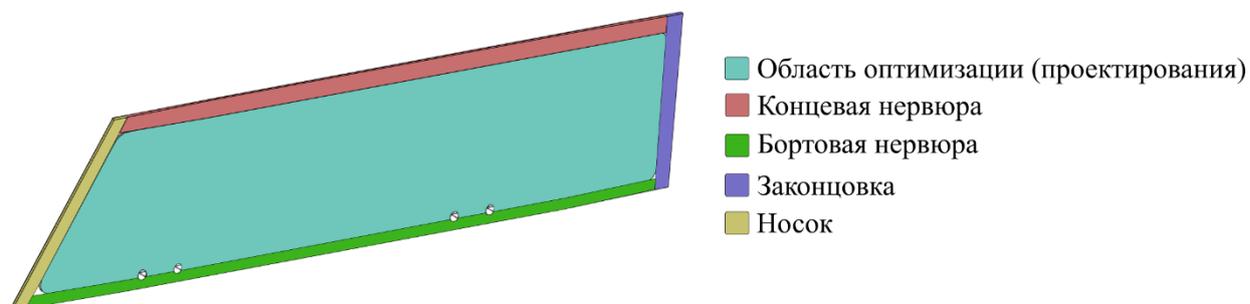


Рисунок 4.3 – Структура конечно-элементной модели крыла

Проектируемая структура конечно-элементной модели крыла включает в себя носок, законцовку, концевую нервюру высотой 15 мм, бортовую нервюру высотой 10 мм и обшивку толщиной 2 мм.

Известно, что для получения наиболее точного результата необходимо правильно проводить выбор типа конечных элементов. В качестве доминирующих элементов рассматривалось два типа – тетраэдры и гексагоны. С целью уточнения оптимальных параметров конечно-элементной сетки проведено несколько расчетов с различными геометрическими параметрами элементов.

Полученный результат показан на Рисунке 4.4. Так, вне зависимости от типа конечных элементов распределение материала в области проектирования имело практически одинаковый характер, в связи с чем влияние типа конечного элемента на результат оптимизации при условии выполнения требований к параметрам конечно-элементной сетки является незначительным [13].

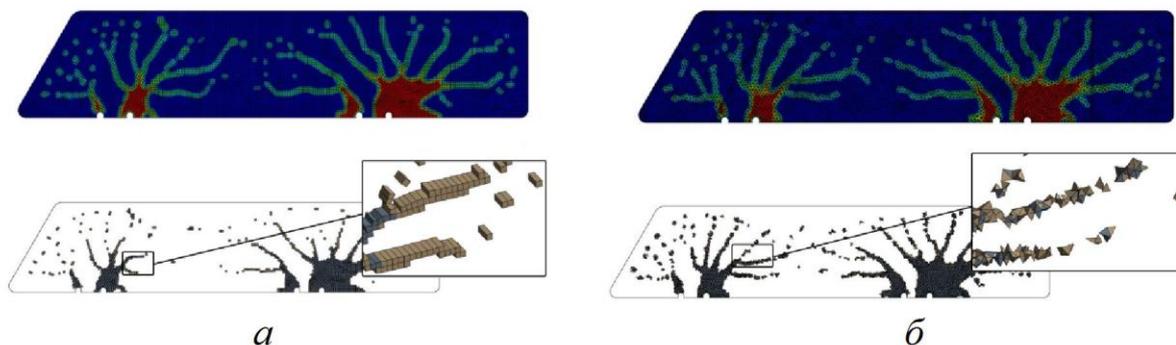


Рисунок 4.4 – Результат топологической оптимизации для моделей, аппроксимированных сеткой с конечными элементами:

а – гексагонами; б – тетраэдрами

Существенное значение вид элемента играет при дальнейшей постобработке результата. Элементы «гексагон» дают однозначное представление об узловых координатах элемента, поэтому для дальнейшей обработки выбрана модель, показанная на Рисунке 4.4, а.

4.1.3 Формирование конструктивно-силовой схемы крыла с постоянной обшивкой, изготавливаемого по традиционной технологии

Постобработка проводилась на основе методики, рассмотренной в разделе 2.4. Конструкция, полученная с помощью предложенного алгоритма показана на Рисунке 4.5. На первом этапе (Рисунок 4.5, а) проводился предварительный анализ рассчитанной модели с исключением некоторых элементов, которые препятствуют однозначному пониманию расположения силовых элементов и имеют хаотичное расположение и значение параметра псевдоплотности $\rho(\mathbf{x})_{min} \geq 0,6$ (2.12). Далее определены параметры и построены прямые и биссектрисы (Рисунок 4.5, б), необходимые для следующего этапа проектирования. Расположение элементов каркаса КСС крыла (Рисунок 4.5, в) соответствовало положению биссектрис (Рисунок 4.5, б), а их границы спроектированы как равноудаленные от биссектрис прямые. При проектировании

учитывались требования прочности и технологичности, что вызвало увеличение зоны заделки крыла.

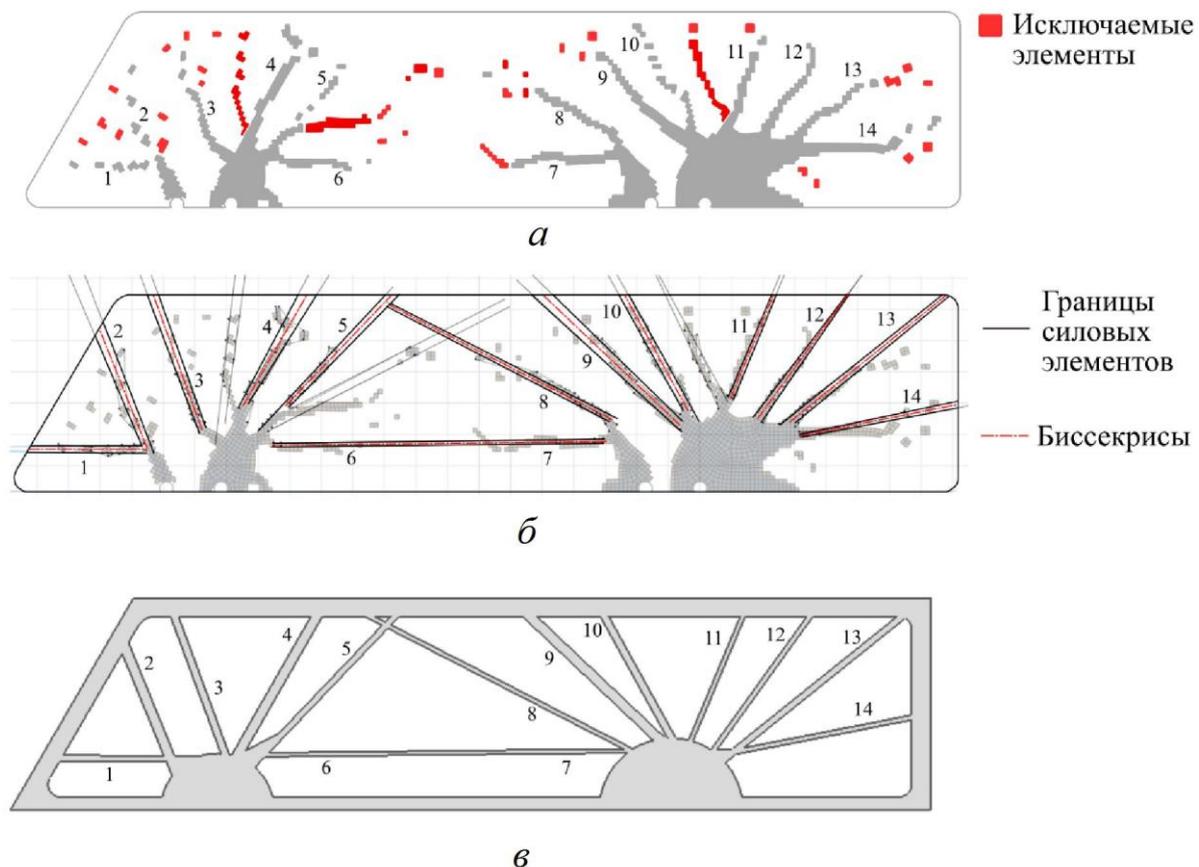


Рисунок 4.5 – Формирование конструктивно-силовой схемы крыла по результатам оптимизации: а) анализ результата; б) постобработка с помощью аппроксимации; в) КТР

После определения внешнего вида конструкции и построения модели с возможностью изготовления 3D-печатью, оценена работоспособность конструкции по критерию прочности. Для валидации предложенной методики проектирования КТР, полученное с помощью ТО (Рисунок 4.5, в), сравнивалось с крылом, спроектированным по типовой схеме (Рисунок 4.1). Для расчета к силовым каркасам добавлена обшивка толщиной 2 мм. Схема нагружения соответствовала показанной на Рисунке 4.2, а значения сил соответствовали приведенным в Таблице 4.3.

Результаты анализа НДС представлены на Рисунке 4.6 и в Таблице 4.4.

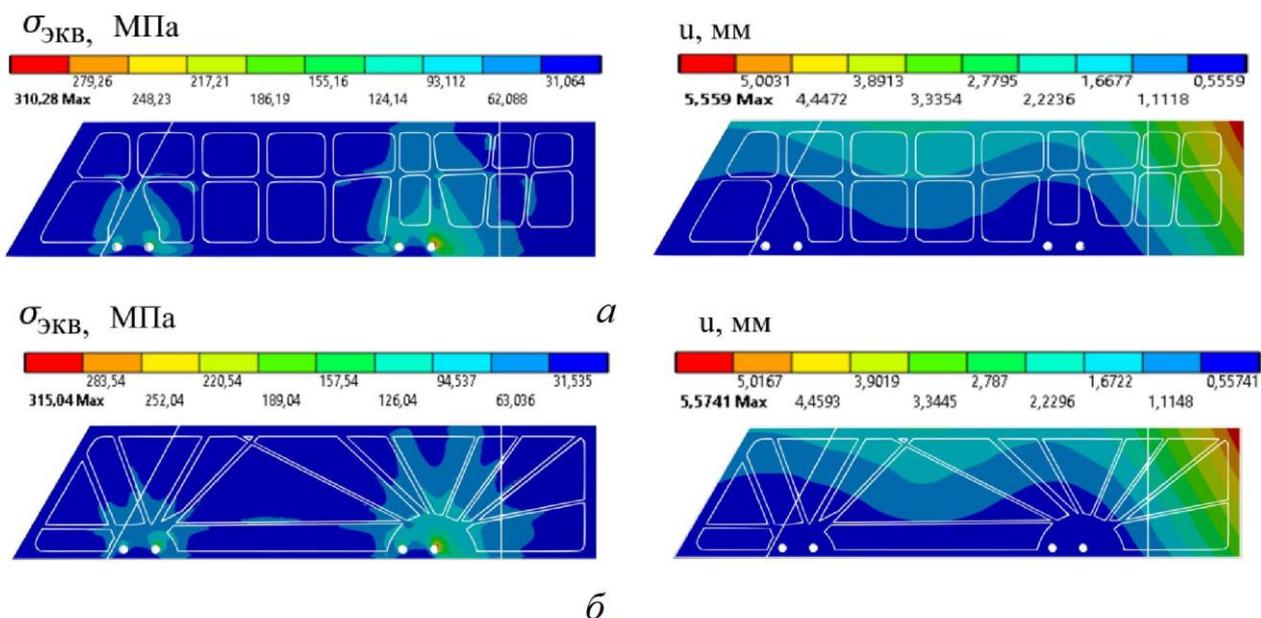


Рисунок 4.6 – Поля распределения эквивалентных напряжений (слева) и деформаций (справа): а – типовая конструкция; б – КТР

Таблица 4.4 – Значения массы, максимальных эквивалентных напряжений и перемещений для разных консолей

	Масса, кг	$\sigma_{\text{ЭКВ } \max}$, МПа	u_{\max} , мм
Типовое крыло	1,84	310,3	5,56
КТР	1,79	315,0	5,57

По результатам видно, что максимальные эквивалентные напряжения КТР, спроектированного по результатам ТО, очень близки к значениям напряжений для типовой конструкции. Однако масса крыла, полученного с использованием ТО на 3% ниже массы типовой консоли.

4.1.4 Формирование силовой схемы крыла с переменной по толщине обшивкой, изготавливаемого с использованием аддитивных технологий

На следующем 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 аппроксимации.

В качестве оптимизируемого параметра дополнительно выбрана толщина обшивки. Возможность применения аддитивных технологий обусловило использование обшивки с переменной толщиной. Для проведения расчетов обшивка крыла условно делилась на три зоны (Рисунок 4.7). Задача оптимизации заключалась в поиске оптимального значения толщины обшивки для каждой зоны из условия минимума массы с ограничением на значение максимальных эквивалентных напряжений ($\sigma_{\text{ЭКВ max}} \leq \sigma_{0,2}$).

Технологическое ограничение на минимальную толщину обшивки принималось равным 0,5 мм. Таким образом, толщина обшивки в разных зонах крыла составила $s_1 = 1,5$ мм; $s_2 = 1$ мм; $s_3 = 0,5$ мм.

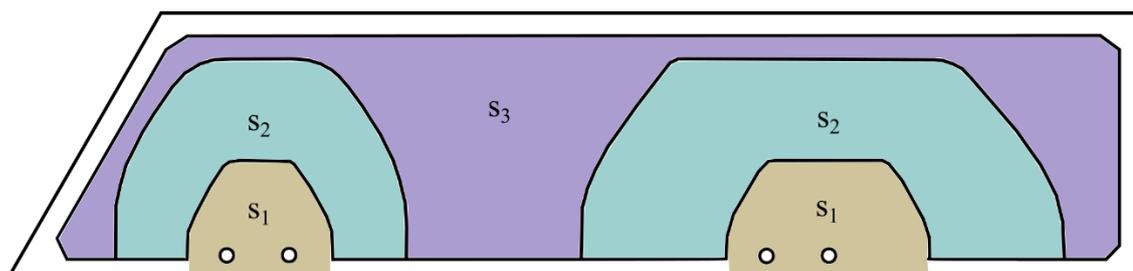


Рисунок 4.7 – Области с разным значением толщины обшивки

Результаты анализа НДС показаны на Рисунке 4.8.

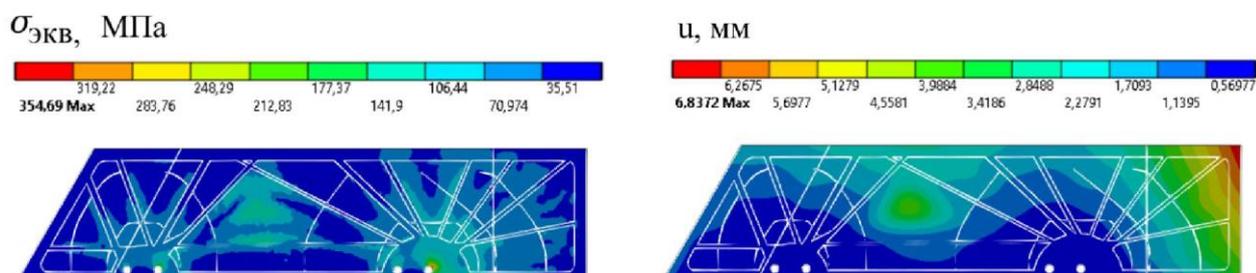


Рисунок 4.8 – Поля распределения эквивалентных напряжений (слева) и деформаций (справа)

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 существенно повышает эффективность всего БЛА.

Проведенное исследование позволило сделать вывод о перспективности методики рационального проектирования с усовершенствованным методом ТО в части формирования структуры оптимизируемой модели и постобработки результатов оптимизации. Полученные результаты могут говорить о конкурентоспособности конструкций, полученных с помощью предложенного подхода за счет существенного снижения времени, необходимого на разработку.

4.2 Проектирование рациональной конструкции руля с учетом требований прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости

4.2.1 Постановка задачи проектирования рациональной конструкции аэродинамического руля

Расчетный случай при проектировании руля БЛА относится к более сложным случаям нагружения по сравнению с крылом, так как рассматривается комбинированная задача проектирования силового каркаса и балансира с учетом аэроупругой устойчивости [1, 42].

В результате воздействия на руль сил упругости, инерции и аэродинамических сил возможно возникновение опасного вида автоколебаний – флаттера. Одним из самых распространенных методов борьбы с флаттером является балансировка руля путем введения в конструкцию балансирующего груза, например, в виде усиленной носовой части. Расширенная методика рационального проектирования представлена на Рисунке 4.9 и включает условия проектирования параметров носовой части, получение рационального каркаса с помощью ТО и оптимизацию его ширины из условия минимума массы.

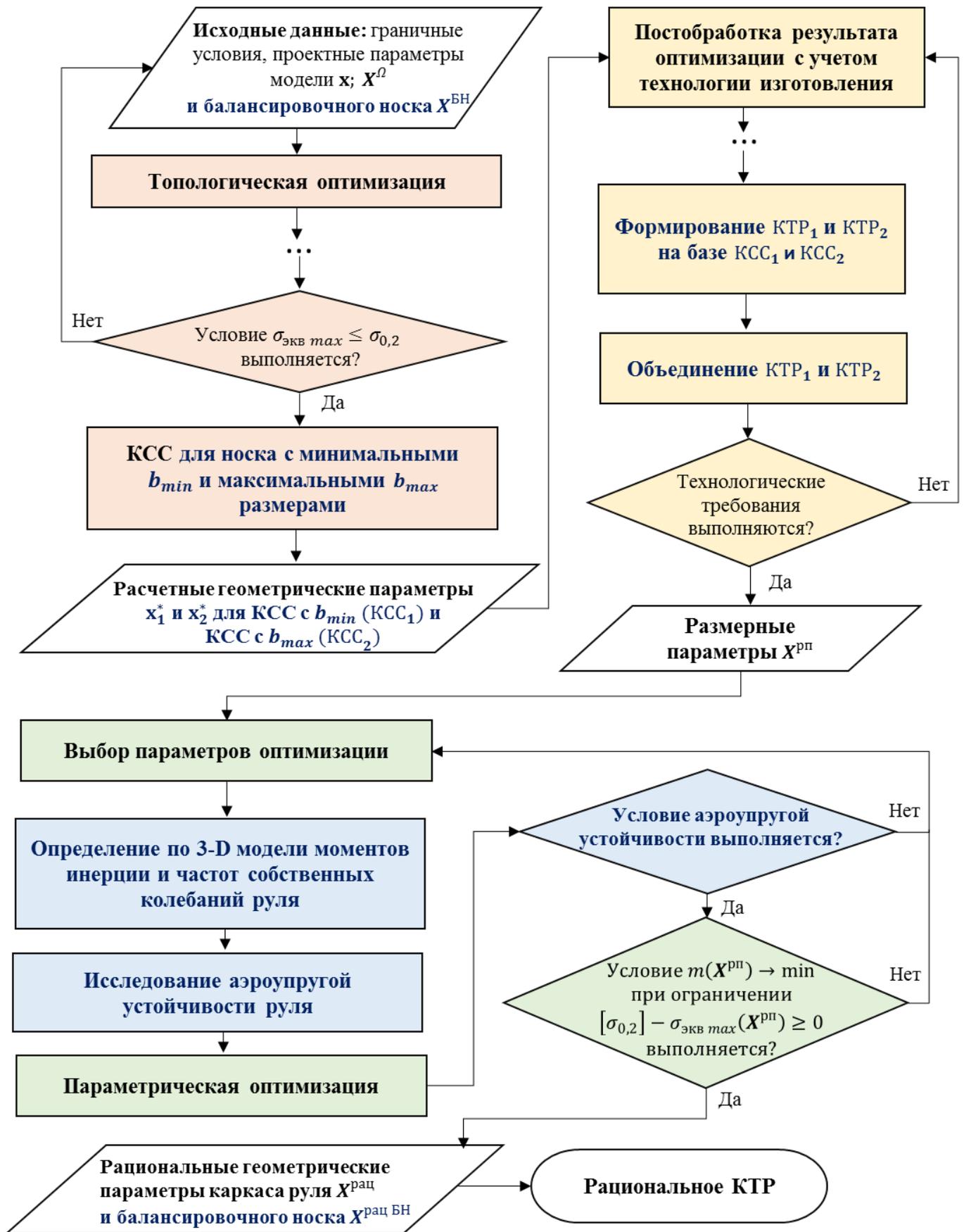


Рисунок 4.9 – Блок-схема расширенной методики рационального проектирования

При минимизации массы необходимо учитывать основные требования к конструкции: сохранение габаритных размеров, обеспечение достаточной прочности и жесткости. Как уже отмечалось, распространенным способом предотвращения флаттера является весовая балансировка с целью размещения центра масс конструкции впереди оси вращения руля или как можно ближе к ней.

Технологическое исполнение руля с помощью литья или штамповки упрощает задачу проектирования, снимая часть ограничений.

Балансировку можно проводить сосредоточенными и распределенными массами: установкой балансировочного груза или специального носка соответственно.

Размещение сосредоточенной массы в передней части руля для балансировки увеличивает аэродинамическое сопротивление, что отрицательно сказывается на технических характеристиках всего БЛА. Внедрение балансировочного элемента в переднюю часть конструкции не приводит к увеличению аэродинамического сопротивления и является более выгодным с точки зрения технического совершенства БЛА.

Вместе с тем, вопросы аэроупругой устойчивости несущих поверхностей ЛА, в частности, проектирования безопасных от флаттера конструкций аэродинамических рулей, рассмотрены не в полной мере. Постановка задачи ТО для поиска оптимального распределения материала внутри области Ω с обеспечением наибольшей жесткости (или наименьшей податливости) при ограничении на итоговый объем конструкции соответствует условиям (2.14).

Конструкция аэродинамического руля включает в себя внутренние силовые элементы, расположение которых на этапе формирования облика БЛА является неизвестным. Габаритные размеры обшивки и способ закрепления обычно задаются в техническом задании на проектирование. Внешний вид и основные параметры X^{Ω} исследуемой конструкции представлены на Рисунке 4.10 и в Таблице 4.5.

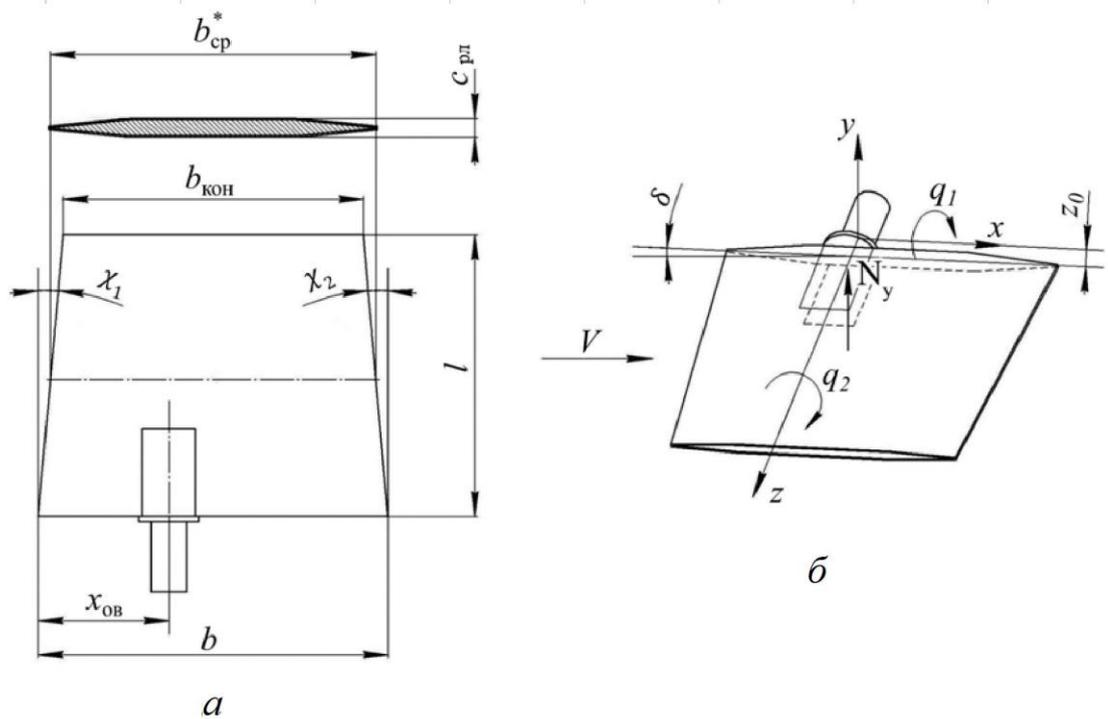


Рисунок 4.10 – Аэродинамический руль:

а – геометрические параметры; б – схема нагружения

Таблица 4.5 – Основные параметры руля

Наименование параметра	Обозначение	Значение
Бортовая хорда руля	b	400 мм
Концевая хорда руля	$b_{кон}$	344 мм
Средняя хорда руля	b_{cp}^*	372 мм
Расстояние от передней кромки руля до оси вращения	$x_{об}$	131 мм
Размах консоли руля	l	320 мм
Углы стреловидности по передней и задней кромкам	χ_1, χ_2	$4^\circ 4'$
Относительная толщина руля	$\bar{c}_{рл}$	0,1

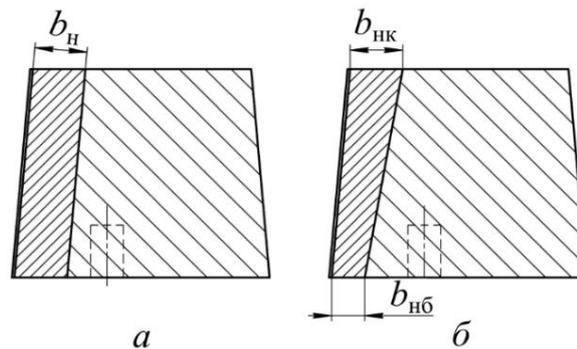
В качестве начальных условий проектирования принят предварительный облик гипотетического БЛА, геометрические характеристики аэродинамического руля (Рисунок 4.10, а) и режим полета.

Наличие балансировочного носка в передней части руля обусловило необходимость сформировать силовой каркас, который бы обеспечивал выполнение требований жесткости и прочности для конструкций с балансиром с различными геометрическими параметрами. Объем, занимаемый областью оптимизации, можно представить в виде:

$$V(\mathbf{X}^\Omega) = V_{\text{общ}} - V(\mathbf{X}^{\text{БН}}), \quad (4.4)$$

где $V_{\text{общ}}$ – общий объем внутренней части аэродинамического руля; $V(\mathbf{X}^{\text{БН}})$ – объем, занимаемый балансировочным носком с геометрическими параметрами $\mathbf{X}^{\text{БН}}$.

Геометрические параметры балансировочного носка определяются его шириной и внутренними размерами обшивки. Для удобства введен дополнительный параметр средней ширины $b_{\text{ср}}$. Для прямого носка этот параметр имеет постоянное значение $b_{\text{ср}} = b_{\text{н}}$ (Рисунок 4.11, а). Для скошенного носка средняя ширина определяется двумя параметрами: шириной верхней и нижней части: $b_{\text{нк}}$ и $b_{\text{нб}}$, соответственно (Рисунок 4.11, б).



- область расположения балансировочного носка
- область расположения силового каркаса

Рисунок 4.11 – Расположение и параметры балансировочного носка:

а – прямой носок; б – скошенный носок

Таким образом, векторы геометрических параметров будут $\mathbf{X}_{\text{пр}}^{\text{БН}} = (b_{\text{н}}, l, \chi_1, \bar{c}_{\text{рл}})$ для прямого носка и $\mathbf{X}_{\text{ск}}^{\text{БН}} = (b_{\text{нб}}, b_{\text{нк}}, l, \chi_1, \bar{c}_{\text{рл}})$ для скошенного носка. Параметр средней ширины для такого носка будет равен $b_{\text{ср}} = \frac{b_{\text{нк}} + b_{\text{нб}}}{2}$. Толщина обшивки выбирается постоянной, исходя из технологических ограничений.

Так как значение ширины и типа балансировочного носка на начальном этапе является неизвестным, для формирования оптимального силового каркаса проведено несколько расчетных итераций. Для упрощения конечно-элементного анализа на этапе оптимизации выбран вариант с прямым носком и параметром $b_{\text{н}} = 30$ мм для первого расчетного случая и $b_{\text{н}} = 75$ мм для второго расчетного случая, что соответствует минимальному и максимальному значению носка. Ограничение по объему составляло $k_V = 0,15$ для $b_{\text{н}} = 30$ мм и $k_V = 0,13$ для $b_{\text{н}} = 75$ мм.

Внутренняя область аппроксимирована гексаэдрической расчетной конечно-элементной сеткой. Количество элементов по оси Оу (Рисунок 4.10, б) ограничено до первого элемента с целью исключить переменную толщину силовых стенок в результате оптимизации. Такое ограничение позволяет облегчить дальнейшую постобработку результата и повысить технологичность конструкции.

В качестве расчетного выбран режим полета БЛА на высоте $H = 2,5$ км (плотность воздуха $\rho = 0,96$ кг/м³, скорость звука $V_{\text{зв}} = 330$ м/с) с числом Маха $M = 2,4$. Температура нагрева конструкции составляла 200°С. Внешняя нагрузка на руль составила 6000 Н.

В качестве конструкционных материалов для обшивки и внутреннего силового набора выбран алюминиевый сплав, а для балансировочного носка с целью обеспечения достаточного смещения центра масс конструкции руля за счет большей плотности материала – сталь. Предел текучести выбранного в качестве материала силового каркаса алюминиевого сплава принят $\sigma_{0,2} = 200$ МПа.

4.2.2 Формирование конструктивно-силовой схемы руля

Численное моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS. В результате решения задачи ТО получено оптимальное распределение материала в виде силового каркаса руля с учетом расположения внутри его конструкции балансировочного носка с различным значением параметра b_{cp} (Рисунок 4.12, а, б).

Далее проведена постобработка с использованием подхода, описанного в разделе 2.4. В будущую конструкцию включены элементы со значением псевдоплотности $\rho(\mathbf{x})_{min} \geq 0,6$ (2.12) (Рисунок 4.12, а, б). Для каждого силового элемента определены прямые, формирующие каркас (Рисунок 4.12, в).

Далее проводилось объединение каркасов двух конструкций (Рисунок 4.12, г). В результате постобработки ширина основного центрального силового элемента составила 28 мм, а ширина вспомогательных ребер – 14 мм.

На основе силового каркаса, полученного по результатам ТО, и постобработки спроектировано КТР аэродинамического руля, отвечающее технологическим ограничениям (Рисунок 4.12, д).

Для предложенной конструкции проведен анализ НДС, результаты которого показаны на Рисунке 4.13.

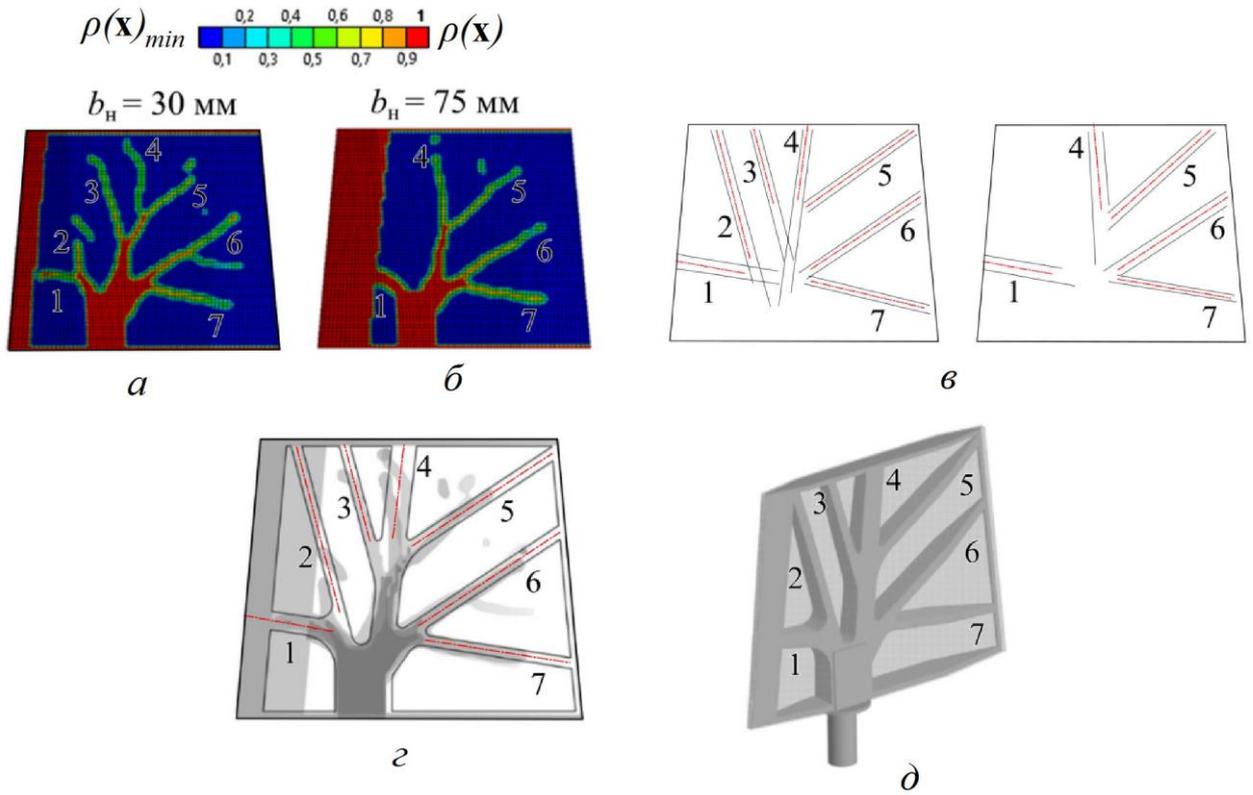


Рисунок 4.12 – Формирование КТР по результатам топологической оптимизации:
 а, б – распределение материала в конструкции руля при $0,001 \leq \rho(\mathbf{x}) \leq 1$ для $b_H = 30 \text{ мм}$ и $b_H = 75 \text{ мм}$, соответственно; в, г – формирование силовой схемы внутреннего каркаса руля; д – результат постобработки

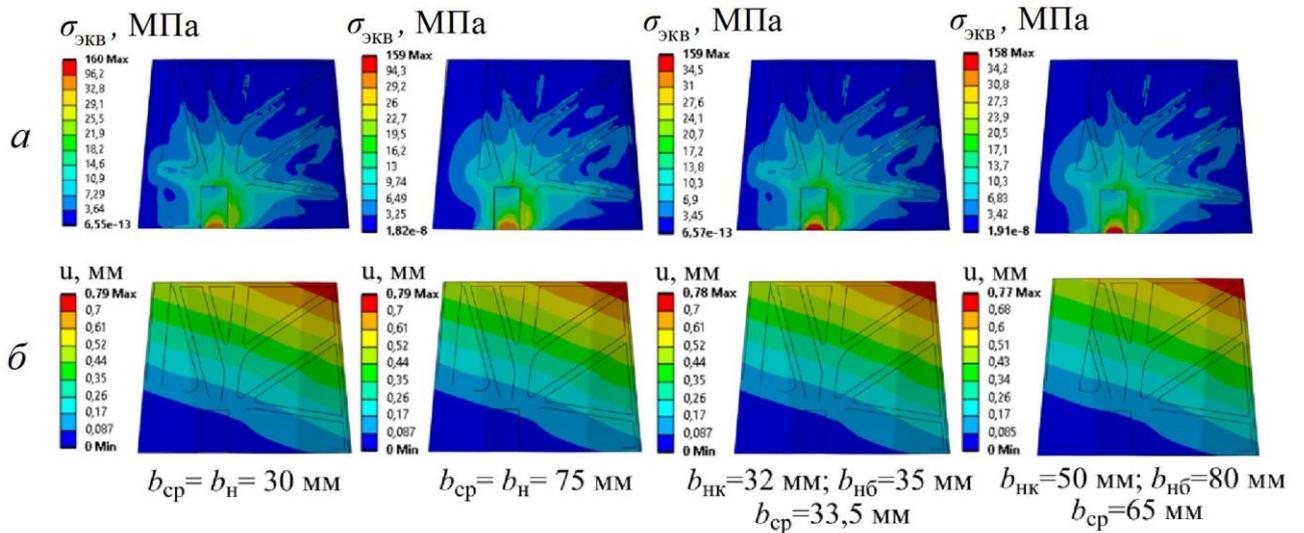


Рисунок 4.13 – Результаты расчетов параметров НДС для конструкций с различными параметрами b_{cp} : а – поля распределения эквивалентных напряжений; б – поля распределения глобальных перемещений

В расчете рассматривались конструкции с разными параметрами балансировочного носка. Для носка прямого и скошенного типа спроектированы КТР с максимальными и минимальными значениями b_{cp} , которые выбирались с учетом технологических и массовых ограничений. Анализ НДС показал, что прочностные характеристики полученных КТР удовлетворяют условиям прочности для всех значений b_{cp} , а максимальные значения эквивалентного напряжения $\sigma_{эkv max}$ не превышают предел текучести выбранного материала.

Удовлетворительные результаты предварительных расчетов позволили перейти к следующему этапу проектирования – определению рационального типа балансировочного носка и значения b_{cp} из условия аэроупругой устойчивости.

4.2.3 Параметрическая оптимизация конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости

Для исследуемой конструкции руля, приводимого в действие рулевым приводом, в полете возможно возникновение консольной и корпусно-рулевой форм флаттера.

Обычно на этапе решения задач проектирования, связанных с определением рациональной структуры и параметров конструкции руля, отсутствуют достоверные оценки о частотах и коэффициентах демпфирования системы «руль – привод». В этих условиях при определении границ флаттера принято варьировать искомые параметры системы, в первую очередь, частоту системы «руль – привод», называемую также частотой вращения руля. В отличие от собственной частоты крутильных колебаний, которая соответствует вращательным колебаниям жесткозащемленного руля, частота вращения характеризует вращательные колебания руля в присутствии привода. Второй параметр системы «руль – привод» – эквивалентный коэффициент демпфирования (логарифмический декремент колебаний) принимают минимально возможным.

Построение расчетной модели для исследования аэроупругих колебаний БЛА связано с выбором наиболее важных форм движения. Опыт решения задач аэроупругости говорит о том, что такими формами движения маневренных БЛА являются изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса совместно с крыльями. Анализ частот собственных колебаний таких БЛА показывает, что заметную роль на аэроупругую устойчивость играют только низшие два тона изгибных колебаний корпуса. Используемая в работе расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА приведена в Приложении В.

Задача рационального проектирования руля, отвечающего требованию аэроупругой устойчивости, решалась итерационным методом в соответствии со схемой, представленной на Рисунке 4.9. Целью этапа параметрической оптимизации стало определение оптимальных параметров носка, играющего роль противофлаттерного балансира. Критерием оптимальности выбран минимум массы руля. Для получения количественных оценок параметров противофлаттерного балансира проведено исследование флаттера конструкции проектируемого руля в составе БЛА.

Гипотетический маневренный БЛА (Рисунок 4.14, а) выполнен по нормальной аэродинамической схеме и имеет аэродинамические органы управления – цельноповоротные рули. Массово-инерционные и жесткостные характеристики корпуса БЛА, необходимые для расчета корпусно-рулевых форм флаттера, представлены на Рисунке 4.14, б: распределенные по длине БЛА жесткости (кривые 1) и массы (кривые 2).

На Рисунке 4.14, в показаны формы собственных изгибных колебаний БЛА: первого тона – кривая 1 и второго тона – кривая 2, соответствующие собственным частотам изгибных колебаний по первому и второму тону $f_3 = 39,5$ Гц и $f_4 = 96,7$ Гц.

Аэродинамические характеристики руля находились в зависимости от числа M и его геометрических параметров: удлинения, сужения, угла стреловидности по линии средних хорд и относительной толщины профиля, по зависимостям, представленным в книге [43].

Исходные данные по расчетному режиму приведены в Таблице 4.6.

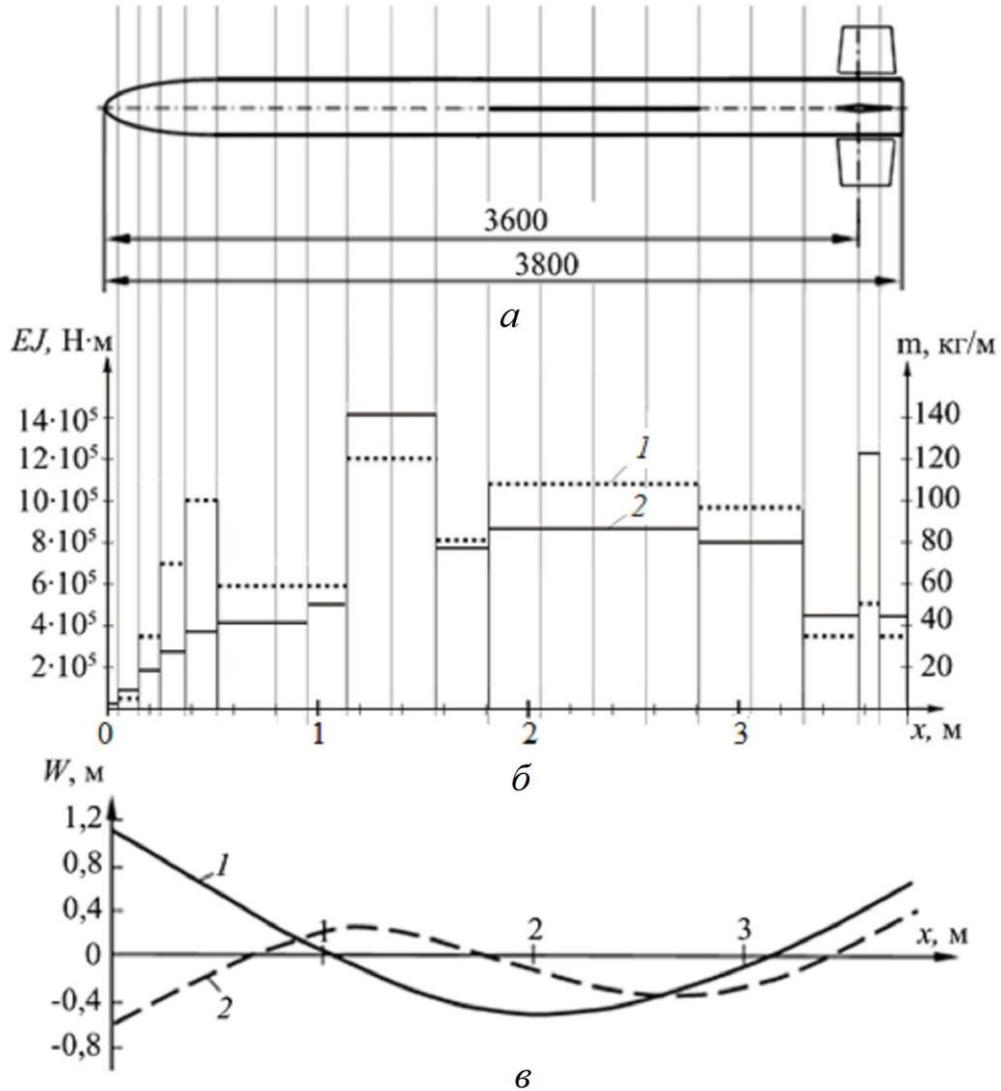


Рисунок 4.14 – Гипотетический БЛА:

а – общий вид БЛА; б – распределение масс и жесткостей БЛА; в – формы собственных изгибных колебаний БЛА по первому и второму тону

Таблица 4.6 – Параметры режима полета

Число Маха M	Производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля c_y^δ , 1/рад	Координата аэродинамического фокуса x_F , м
2,4	1,63	0,19

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 (Рисунок 4.11). В первом случае значения b_n варьировались от 30 мм до 75 мм с шагом 5 мм.

Во втором случае, чтобы обеспечить меняющуюся по линейному закону форму балансировочного носка, значения $b_{нб}$ варьировались с шагом 2 мм, а $b_{нк}$ – с шагом 5 мм. Для каждого варианта КТР аэродинамического руля с разными параметрами балансировочного носка определены значения моментов инерции, статических моментов, частот изгибных и крутильных колебаний руля.

В Таблице 4.7 приведены значения указанных характеристик для минимальных и максимальных значений параметров балансировочного носка прямого и скошенного типа.

Таблица 4.7 – 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							
$b_{cp}^{min} = 30$ мм	190606	61871	32005	193	884	267	453
$b_{cp}^{max} = 75$ мм	265646	73111	8579	44	1231	237	411
Для скошенного балансировочного носка							
$b_{cp}^{min} = 33,5$ мм	195321	62764	30217	183	904	265	446
$b_{cp}^{max} = 65$ мм	258658	70379	12159	84	1174	235	409

Сравнивая возможность возникновения консольной и корпусно-рулевой форм флаттера, отмечено, что вследствие высокой частоты крутильных колебаний рассматриваемого руля наиболее вероятной формой возникновения флаттера в полете является корпусно-рулевая форма. Исследование флаттера проведено с использованием описанной выше многостепенной модели при различных

значениях частоты системы «руль – привод» (частоты вращения руля) в диапазоне от 25 до 500 Гц.

Логарифмические декременты колебаний рулей и корпуса ν_i ($i = 1, \dots, 4$) принимались равными 0,05.

Результаты исследования флаттера с использованием многостепенной модели для расчетного режима полета БЛА в виде зависимости критической скорости $V_{кр}$ и частоты флаттера $f_{фл}$ от средней ширины балансировочных носков для двух вариантов рулей: с постоянной и переменной шириной носка представлены на Рисунке 4.15. Пунктирной линией изображена прямая, соответствующая допускаемой скорости полета:

$$V_{max} = 1,2V_{БЛА}, \quad (4.5)$$

где $V_{БЛА}$ – скорость БЛА, соответствующая расчетному режиму полета ($V_{БЛА} = M \cdot V_{зв} = 792$ м/с); 1,2 – коэффициент безопасности. Допускаемая скорость полета БЛА V_{max} равна 950,4 м/с.

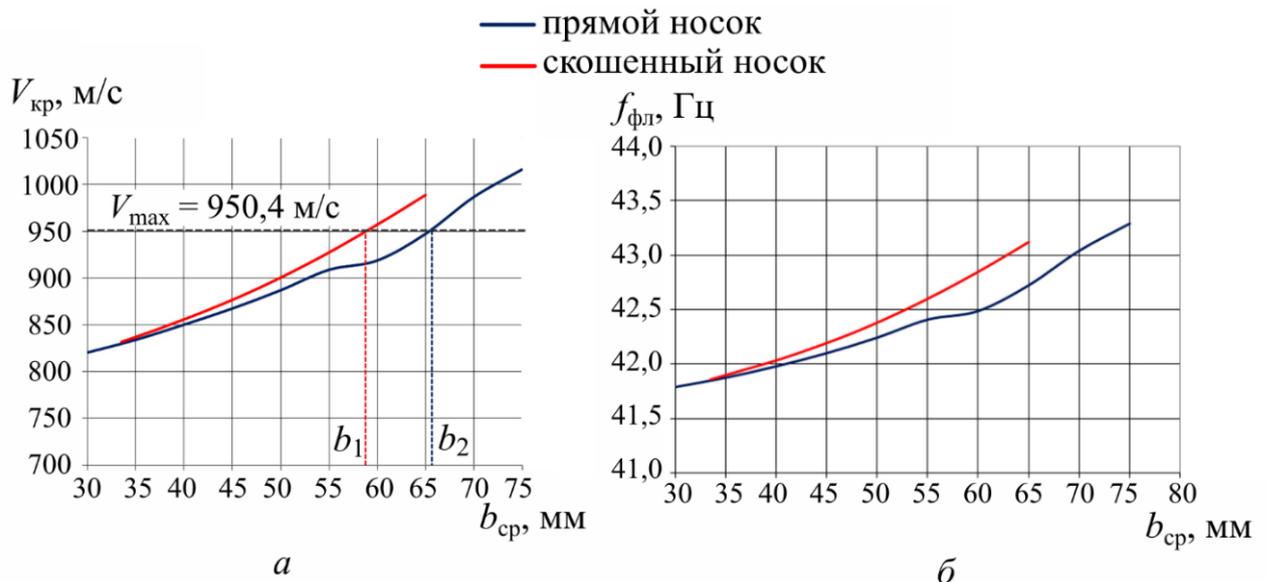


Рисунок 4.15 – Результаты исследования флаттера: а, б – зависимость критической скорости и частоты флаттера от параметров балансировочного носка, соответственно

Как следует из графиков, показанных на Рисунке 4.15, б, частоты флаттера близки к частоте первого тона изгибных колебаний корпуса БЛА, что говорит о

потенциальной возможности возникновения корпусно-рулевой формы флаттера, обусловленной взаимодействием в аэродинамическом потоке вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по первому тону.

Анализ результатов позволяет сделать вывод, что оптимальными по массе являются рули с противофлаттерными балансирными в виде усиленной передней кромки шириной $b_{\text{ср}} = b_{\text{н}} = b_2 = 66$ мм в первом случае (постоянный по ширине носок) и средней шириной $b_{\text{ср}} = b_1 = 58$ мм ($b_{\text{нб}} = 46$ мм; $b_{\text{нк}} = 70$ мм) во втором случае (переменный по ширине носок).

В соответствии с полученными характеристиками балансировочных носков установлено, что масса оптимального с точки зрения аэроупругой устойчивости руля с переменной передней кромкой на 7% ниже массы руля с прямой передней кромкой.

В качестве примера на Рисунке 4.16 представлена зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с переменной шириной носка от 46 до 70 мм, близкого к оптимальному. На графике отчетливо видно обозначенное выше аэроупругое взаимодействие вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по первому тону (область, очерченная кривой 1), а также взаимодействие вращения руля со вторым тоном изгибных колебаний корпуса (область, очерченная кривой 2).

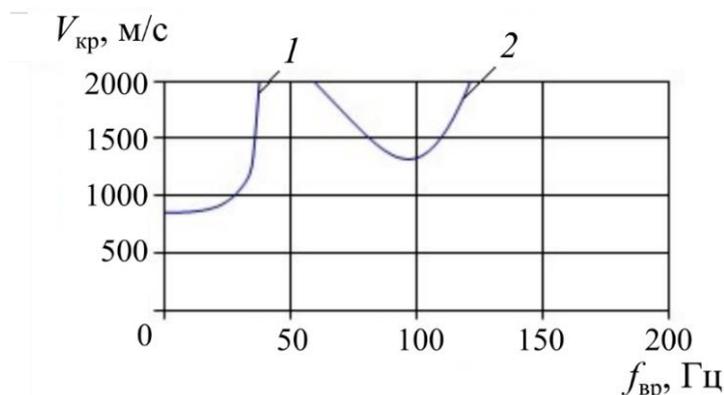


Рисунок 4.16 – Зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с переменной шириной балансировочного носка 46-70 мм

В ходе исследования найдено рациональное КТР руля, отвечающее требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Для решения поставленной задачи использовалась расширенная методика рационального проектирования аэродинамического руля с использованием топологической и параметрической оптимизации.

Определены основные параметры области проектирования и балансировочного носка, необходимые для ТО. По результатам оптимизации проведена постобработка и предложено КТР, объединяющее в себе силовые схемы руля с постоянной и переменной шириной балансировочного носка. Проведен анализ НДС, показавший, что спроектированная конструкция отвечает требованиям прочности для заданного расчетного случая.

Предложена схема решения задачи параметрической оптимизации руля по условию аэроупругой устойчивости. В рамках решения данной задачи проведено исследование флаттера с использованием многостепенной модели, позволяющей исследовать рулевые и корпусно-рулевые формы флаттера БЛА, оснащенного проектируемыми аэродинамическими рулями. Определены оптимальные значения параметров балансировочного носка из условия минимума массы для двух вариантов рулей: с постоянной и переменной шириной балансировочного носка.

В соответствии с полученными характеристиками балансировочных носков установлено, что масса оптимального с точки зрения аэроупругой устойчивости руля с переменной передней кромкой на 7% ниже массы руля с прямой передней кромкой.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования **разработана методика рационального проектирования КТР силовых конструкций ЛА с использованием ТО.**

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 и сократить время, необходимое для интерпретации результата и подготовки модели к дальнейшему 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 натурных 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.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

Список сокращений

БЛА – беспилотный летательный аппарат

КСС – конструктивно-силовая схема

КТР – конструктивно-технологическое решение

КЭМ-I – конечно-элементная модель первого уровня

КЭМ-II – конечно-элементная модель второго уровня

ЛА – летательный аппарат

НДС – напряженно-деформированное состояние

ОКР – опытно-конструкторская работа

ТО – топологическая оптимизация

EBM – Electron-beam additive manufacturing – электронно-лучевая плавка

FDM – Fused Deposition Modeling – моделирование методом послойного наплавления

FFF – Fused filament fabrication – изготовление методом плавления нити

NURBS – Non-uniform rational B-spline – неоднородный рациональный B-сплайн

SIMP – Solid Isotropic Material with Penalization – твёрдый изотропный материал со штрафным параметром

SLM – Selective laser melting – селективное лазерное плавление

SLS – Selective Laser Sintering – селективное лазерное спекание

Список обозначений

A' – вектор варьируемых переменных

A^S – вектор переменных, описывающих множество S

a_c – вектор ускорения

a_i – нижний предел ограничений конструктивных параметров

b_i – верхний предел ограничений для конструктивных параметров

$b_{\text{шп}}$ – ширина шпангоута

b_{e1} – минимальная ширина элемента ромбовидной формы

b_0 – центральная хорда крыла

$b_{\text{к}}$ – концевая хорда крыла

b – бортовая хорда руля

$b_{\text{кон}}$ – концевая хорда руля

$b_{\text{ср}}^*$ – средняя хорда руля

$b_{\text{ср}}$ – средняя толщина балансировочного носка

$b_{\text{н}}$ – ширина балансировочного носка «прямой» формы

$b_{\text{нк}}$ – ширина верхней части балансировочного носка «скошенной» формы

$b_{\text{нб}}$ – ширина нижней части балансировочного носка «скошенной» формы

$C(\mathbf{x})$ – податливость конструкции

\bar{c} – относительная толщина профиля крыла

c – максимальная толщина профиля крыла

$\bar{c}_{\text{рл}}$ – относительная толщина руля

c_i – нижний предел ограничений для факторов, учитывающих технологию изготовления конструкции

c_y^δ – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ

d_i – верхний предел ограничений для факторов, учитывающих технологию изготовления конструкции

$[D]$ – матрица упругости

E – модуль упругости конструкционного материала (модуль Юнга)

$E_{ijkl}(\mathbf{x})$ – тензор жесткости

E_{ijkl}^0 – тензор жесткости для заданного изотропного материала

E_{min} – минимальный модуль упругости

e_i – нижний предел ограничений для факторов, учитывающих условия эксплуатации конструкции

\mathbf{F} – вектор нагрузки

\mathbf{F}^r – вектор реактивной нагрузки

\mathbf{F}^a – общий вектор приложенной нагрузки

\mathbf{F}^{nd} – вектор приложенной узловой нагрузки

\mathbf{F}^{ac} – вектор ускоряющих нагрузок

\mathbf{F}_e^{th} – вектор тепловой нагрузки на элемент

\mathbf{F}_e^{pr} – вектор нагрузки давления на элемент

\mathbf{F}_e – вектор узловых сил элемента

$F_{\text{сеч}}$ – площадь поперечного сечения шпангоута

$f_{\text{вр}}$ – частота вращения руля

$f_{\text{фл}}$ – частота флаттера

g_i – верхний предел ограничений для факторов, учитывающих условия эксплуатации конструкции

$\mathbf{H}(\phi(\alpha))$ – единичная ступенчатая функция

$H_{\text{кр}}$ – высота лонжерона крыла

h_c – высота сегмента шпангоута

h_{e1} – максимальная ширина элемента ромбовидной формы

h_{e2} – ширина элемента эллипсоидной формы

H – высота полета

J – момент инерции

k^S – число элементов в структуре

$K(\mathbf{A}^S)$ – критерий качества оптимизируемых конструкций

$[\mathbf{K}]$ – общая матрица жесткости

$[\mathbf{K}_e]$ – матрица жесткости элемента

k_V – коэффициент, определяющий ограничение на итоговый объем конструкции

k_σ – коэффициент запаса прочности

l – размах консоли руля

$l_{\text{кр}}$ – размах крыла

l_{e1} – длина элемента ромбовидной формы

l_{e2} – длина элемента эллипсоидной формы

l^S – число способов соединения элементов

M – число Маха

M – изгибающий момент

$M_{кр}$ – крутящий момент

$m(X^{pp})$ – масса КТР

$[M]$ – общая матрица массы

$[M_e]$ – матрица массы элемента

N – растягивающая сила

$n_{сег}$ – количество сегментов в шпангоуте

n_n – количество степеней свободы узла n

N_n – количество узлов в рассматриваемом элементе

N_e – количество элементов

$N_{экспл}$ – факторы, учитывающие условия эксплуатации конструкции

$P_{разр}$ – разрушающее усилие

P – действующая сила

P_e^q – вектор статических узловых сил, эквивалентных внешним распределенным массовым силам

P_e^g – вектор энергетических узловых сил, эквивалентных внешним распределенным поверхностным силам

$P_e^{\varepsilon_0}$ – вектор температурных деформаций

$P_e^{\sigma_0}$ – вектор начальных напряжений

p – параметр штрафа

q – касательные усилия

$q_{шп}$ – давление со стороны шпангоута на поверхность хомута

q_1 – поток усилий слева от шпангоута

q_2 – поток усилий справа от шпангоута

Q – поперечная сила

R – расстояние от нейтральной оси до рассматриваемой точки шпангоута

$R_{шп}$ – внешний радиус шпангоута

$r_{\text{шп}}$ – внутренний радиус шпангоута

S_x, S_z – статические моменты руля вокруг осей Ox и Oz

$S_{\text{кр}}$ – площадь крыла

$S_{\text{обр}}$ – площадь поперечного сечения образца

s – погонная нагрузка

S – статический момент сечения шпангоута

S_0 – множество рациональных структур

S – расширенное множество рассматриваемых структур

S_i – комплексная частота

$T_{\text{техн}}$ – факторы, учитывающие технологию изготовления конструкции

t_{e1} – расстояние от проекции оси Oz до середины ромбовидного элемента

t_{e2} – и расстояние от проекции оси Oz до нижней границы эллипсоидного

элемента

U – вектор перемещений

U_e – вектор узловых перемещений элемента

$U_{\text{над}}$ – факторы, учитывающие надежность конструкции

v_{ij}^S – вектор, описывающий положение i -го элемента в области

проектирования при j -м способе соединения

$V(\mathbf{x}^*)$ – объем тела с оптимальной топологией

$V(\mathbf{X}^{\Omega})$ – начальный объем модели

V_{max} – допустимый объем материала

$V(\phi(\alpha))$ – объем области с границей $\phi(\alpha)$

$V(\mathbf{X}^{\Omega_{\text{сег}}})$ – объем сегмента шпангоута

$V_{\text{общ}}$ – общий объем внутренней части аэродинамического руля

$V(\mathbf{X}^{\text{БН}})$ – объем, занимаемый балансировочным носком

$V_{\text{зв}}$ – скорость звука

$V_{\text{БЛА}}$ – скорость БЛА

V_{max} – допускаемая скорость полета

$V_{\text{кр}}$ – критическая скорость флаттера

ν^0 – коэффициент Пуассона выбранного материала

w^S – другие переменные в векторе A^S

x_0 – координата пересечения оси вращения руля с корпусом (отсчитывается от носа корпуса)

\mathbf{x} – вектор проектных параметров

\mathbf{x}^* – оптимальный вектор расчетных параметров

$\mathbf{X}^{\text{рац}}$ – вектор геометрических параметров силовых элементов, образующих рациональное КТР

\mathbf{X}^{Ω} – вектор параметров области проектирования

$\mathbf{X}^{\text{рп}}$ – вектор основных размерных параметров

x_{en}^* – параметр, характеризующий узловые координаты элемента

x_{en} – координата узла по оси Ox

$X_{\text{цд}}$ – координата приложения $\frac{Y_{\text{кр}}}{2}$

$x_{\text{ов}}$ – расстояние от передней кромки руля до оси вращения

$\mathbf{X}^{\text{БН}}$ – геометрические параметры балансировочного носка

$Y_{\text{кр}}$ – подъемная сила консоли крыла

u_{en} – координата узла по оси Oy

\mathbf{y}_i^S – вектор, описывающий геометрические и другие свойства i -го элемента

α – переменная, определяющая размер области Ω

$\Delta \mathbf{x}^{\text{рп}}$ – шаг обновления конструктивных параметров (шаг поиска)

δ – толщина стенки шпангоута

$\delta_{\text{об}}$ – толщина обшивки

γ – угол, характеризующий длину сегмента шпангоута

$\boldsymbol{\varepsilon}$ – тензор деформаций

η – сужение крыла

λ – удлинение крыла

$\rho(\mathbf{x})$ – проектная переменная, «псевдоплотность»

$\rho(\mathbf{x})_{\text{min}}$ – минимальное значение «псевдоплотности»

ρ – плотность воздуха

$\rho_{\text{км}}$ – плотность конструкционного материала

σ – прочность при сжатии

$\sigma_{\text{дейст}}$ – действующее напряжение

$[\sigma_{\text{в } t}]$ – разрушающее напряжение

$[\sigma_{\text{кр}}]$ – критическое напряжение потери устойчивости

$\sigma_{\text{экв}}$ – эквивалентное напряжение по Мизесу

$\sigma_{\text{экв } \text{max}}$ – максимальное эквивалентное напряжение по Мизесу

σ_1 – максимальные главные напряжения

σ_2 – промежуточные главные напряжения

σ_3 – минимальные главные напряжения

$\sigma_{\text{в}}$ – предел прочности конструкционного материала

$\sigma_{0.2}$ – предел текучести конструкционного материала

$\phi(\alpha)$ – функция, определяющая границу области Ω

χ – угол стреловидности крыла

χ_1 – угол стреловидности руля по передней кромке

χ_2 – угол стреловидности руля по задней кромке

Ω – начальная проектная область

Ω^{mat} – область в пространстве, занимаемая телом с оптимальной топологией

$\omega_{\text{фл}}$ – круговая частота флаттера

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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. Арман Ж.Л. Приложение теории оптимального управления системами с распределенными параметрами к задачам оптимизации конструкций. – М.: Мир, 1977. – 142 с.
3. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Макаров С.Я. Справочная книга по расчету самолета на прочность. – М.: Гос. изд. оборонной промышленности, 1954. – 701 с.
4. Ахмедьянов И.С. Расчет шпангоутов. Учебное пособие по курсу «Строительная механика самолета». – Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1988. – 76 с.
5. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1971 г. – 208 с.
6. Баничук Н.В. Введение в оптимизацию конструкций. – М.: Наука, 1986. – 304 с.
7. Баничук Н.В. Оптимизация форм упругих тел. – М.: Наука, 1980. – 255 с.
8. Бирюк В.И. О задаче оптимального проектирования конструкции крыла из условий прочности и аэроупругости // Ученые записки ЦАГИ. – 1972. – т.3. – №2. – С. 114–118.
9. Болдырев А.В. Проектирование крыльев летательных аппаратов с использованием 3D-моделей переменной плотности [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Proektirovanie-krylev-letatelnyh-apparatov-s-ispolzovaniem-3Dmodelei-peremennoi-plotnosti-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-54751> (дата обращения: 01.05.2024).

10. Болдырев А.В. Топологическая оптимизация силовых конструкций на основе модели переменной плотности // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2011. – Т.13. – №1(3) . – С. 670–673.
11. Болдырев А.В., Комаров В.А. Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жёсткости // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2006. – № 1. – С. 42–47.
12. Боровков А.И., Бурдаков С.Ф., Клявин О.И. и др. Компьютерный инжиниринг: учеб. Пособие. – СПб.: изд. Политехн. ун-та, 2012. – 93 с.
13. Бруйка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А. и др. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учебное пособие. – Самара: изд. СГТУ, 2010. – 271 с.
14. Брюхова К.С., Максимов П.В. Разработка алгоритма топологической оптимизации, реализованного в пакете инженерного анализа ANSYS // Математика и междисциплинарные исследования. – 2016. – С. 44–47.
15. Вадзинский Р.Н. Статистические вычисления в среде Excel. – СПб.: Питер, 2008. – 608 с.
16. Гинзбург И.Н., Кан С.Н. Об одном методе выбора оптимальных параметров тонкостенной конструкции // Труды VII Всесоюзной конференции по теории оболочек и пластин. Днепропетровск, 1969 г. – М.: Наука, 1970. – С. 181–185.
17. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. – 511 с.
18. Голубев И.С., Светлов В.Г. Проектирование зенитных управляемых ракет. – М.: Изд. МАИ, 2001. – 732 с.
19. Голубева К.Р., Носков А.И. Технологии обработки материалов на основе стеклопластиков // Научноёмкие технологии в машиностроении. – 2021. – №6. – С. 24–28.
20. Гришин В.И., Коледов М.Н. Рациональное проектирование конструкций по условиям прочности с применением вычислительных комплексов // Ученые записки ЦАГИ. – 2012. – Т.43. – № 2. – С. 82–92.

21. Гуменюк А.В. Технологии эффективной работы с конечно-элементной сеткой в MSC Apex // Автоматизация проектирования. – 2020. – № 1. – С. 54–59.
22. Джонс Д.К. Методы проектирования: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 326 с.
23. Дудченко А.А. Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов. Учебное пособие. – М.: МАИ, 2002. – 84 с.
24. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
25. Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкций деталей и узлов. Учебное пособие для студентов. – М.: Изд. МАИ, 2009. – 537 с.
26. Зенкевич О.С. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 543 с.
27. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение, 1966. – 520 с.
28. Келлер И.Э., Петухов Д.С. Критерии прочности и пластичности: учеб. пособие. – Пермь: Изд-во ПНИПУ, 2020. – 57 с.
29. Козлов Д.М. Проектирование узлов авиационных конструкций: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2017. – 96 с.
30. Колганов И.М., Дубровский П.В., Архипов А.Н. Технологичность авиационных конструкций, пути повышения. Часть 1: Учебное пособие. – Ульяновск: УлГТУ, 2003. – 148 с.
31. Коломиец Л.В., Поникарова Н.Ю. Метод наименьших квадратов: методические указания. – Самара: Изд. Самарского университета, 2017. – 32 с.
32. Комаров В.А. Выбор облика летательного аппарата с использованием технологии многодисциплинарной оптимизации [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Vybor-oblika-letatel'nogo->

apparata-s-ispolzovaniem-tehnologii-mnogodisciplinarnoi-optimizacii-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-54164 (дата обращения: 01.05.2024).

33. Комаров В.А. Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Konstrukciya-i-proektirovanie-nesushih-poverhnostei-letatelnyh-apparatov-Elektronnyi-resurs-Ucheb-posobie-54710> (дата обращения: 01.05.2024).

34. Комаров В.А. Многодисциплинарная оптимизация в концептуальном проектировании летательных аппаратов. Ч. 1 [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-izdaniya/Mnogodisciplinarnaya-optimizaciya-v-konceptualnom-proektirovanii-letatelnyh-apparatov-Ch-1-80317> (дата обращения: 01.05.2024).

35. Комаров В.А. Многодисциплинарная оптимизация в концептуальном проектировании летательных аппаратов. Ч. 2 [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-izdaniya/Mnogodisciplinarnaya-optimizaciya-v-konceptualnom-proektirovanii-letatelnyh-apparatov-Ch-2-80318> (дата обращения: 01.05.2024).

36. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. – 2017. – С. 191–214.

37. Комаров В.А. Точное проектирование // Онтология проектирования. – 2012. – 3 (5) . – С. 8–23.

38. Крыжевич Г.Б., Филатов А.Р. Комплексный подход к топологической и параметрической оптимизации судовых конструкций // Труды Крыловского государственного научного центра. – 2020. – 1(391). – С. 95–108.

39. Кузнецов А.А. Оптимизация параметров баллистических ракет по эффективности. – М.: Машиностроение, 1986. – 160 с.

40. 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.

41. 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.
42. 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.
43. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
44. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1976. – 408 с.
45. Лукомский Д.К., Рипецкий А.В., Фрейлехман С.А., Петракова Е.В. Топологическая оптимизация объекта на основе трехмерного моделирования // Информатика, вычислительная техника и управление. – 2018. – №11. – С. 79–83.
46. Мазин А.П., Гоголева О.С. Расчет на прочность шпангоутов: методические указания к выполнению самостоятельных работ по дисциплине «Прочность конструкций». – Изд. ОГУ, 2010. – 81 с.
47. Макаревский А.И., Чижов В.М. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1982. – 238 с.
48. Малков В.П., Угодчиков А.Г. Оптимизация упругих систем. – М.: Наука, 1981. – 288 с.
49. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О. В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2020. – № 11. – С. 89–95.
50. Одинцова С.А. Исследование безразмерного критерия оценки весовой эффективности конструкций силовых шпангоутов // Труды МАИ. – 2016. – вып.85 – С.1-18.
51. Орлов П.И. Основы конструирования: Справочно-методическое пособие. – М.: Машиностроение, 1988. – 560 с.

52. Парафесь С.Г. Метод структурно-параметрической оптимизации конструктивно-технологических решений несущих поверхностей малого удлинения // Вестник МАИ. – 2010. – №3. – Том 17. – С. 5–17.

53. Парафесь С.Г. Методы структурно-параметрической оптимизации конструкции беспилотных летательных аппаратов. – М.: Изд. МАИ-ПРИНТ, 2009. – 315 с.

54. Парафесь С.Г., Сафронов В. С., Туркин И. К. Задачи оптимального проектирования конструкций беспилотных ЛА. – М.: изд. МАИ. – 2004. – 178 с.

55. Парафесь С.Г., Туркин И. К. Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. – М.: Изд. МАИ, 2016. – 184 с.

56. Половинкин А.И. Законы строения и развития техники: Учеб. пособие. Волгоград: Волгоградский политехнический институт, 1985. – 203 с.

57. Половинкин А.И., Бобков Н.К., Буш Г.Я. Автоматизация поискового конструирования (искусственный интеллект в машинном проектировании). – М.: Радио и связь, 1981. – 344 с.

58. Половинкин А.И. Основы инженерного творчества. Учеб. пособие. – М.: Машиностроение, 1988. – 368 с.

59. Попова Д.Д., Самойленко Н.А., Семенов С.В., Балакирев А.А., Головкин А.Ю. Применение метода топологической оптимизации для уменьшения массы конструктивно подобного кронштейна трубопровода авиационного ГТД // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2018. – №55. – С. 42–53.

60. Распоряжение Правительства Российской Федерации от 09.09.2023 г. № 2436-р. [Электронный ресурс] // Официальный интернет-портал правовой информации: [сайт]. URL: <http://publication.pravo.gov.ru> (дата обращения: 01.05.2024).

61. Рейтман М.И., Шапиро Г.С. Методы оптимального проектирования деформируемых тел: Постановки и способы решения задач оптимизации параметров элементов конструкций. – М.: Наука, 1976. – 266 с.

62. Сироткин О.С., Гришин В.И., Литвинов В.Б. Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники. – М.: Машиностроение, 2006. – 331 с.
63. Скворцов Е.Б., Шелехова А.С. Начала теории концептуального проектирования с приложениями в области авиационной науки и технологии // Управление большими системами. – 2018. – выпуск 75. – С. 170–206.
64. Сысоева В.В., Чедрик В.В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций // Учёные записки ЦАГИ. – 2011. – Т. XLII. – № 2. – С. 91–102.
65. Тарасов Ю.И., Лавров Б.А. Расчет на прочность элементов конструкции самолета: Учеб. Пособие. – Самара: изд. СГАУ, 2000. – 112 с.
66. Трошилов В.И., Муравьев Ю.Л., Никишин И.М. Законцовка крыла самолета // Патент РФ № 57712. – 2006.
67. Туктаров С.А., Чедрик В.В. Интеграция методов оптимизации топологии и размеров конструкции с учетом требований по прочности и жесткости // Сборник трудов БГУ. – 2019. – Т.3. – С. 1368–1370.
68. Уайлд Д. Оптимальное проектирование. Пер. с англ. – М.: Мир, 1981. – 272 с.
69. Учаев П.Н., Чевычелов С.А., Учаева С. П. Оптимизация инженерных решений в примерах и задачах. – Старый Оскол: ТНТ, 2011. – 175 с.
70. Фигуровский В.И. Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1973. – 356 с.
71. Филиппов М.А., Бараз В.Р., Гервасьев М.А. Методология выбора металлических сплавов и упрочняющих технологий в машиностроении: учебное пособие. – Екатеринбург: Изд. Уральского университета, 2013. – 236 с.
72. Хаслингер Я., Нейтананмяки П. Конечно-элементная аппроксимация для оптимального проектирования форм: теория и приложения. – М.: Мир, 1992. – 368с.

73. Чедрик В.В. Оптимизация силовых конструкций в системе многодисциплинарного проектирования АРГОН // Труды ЦАГИ. – 2009. – 2683. – С. 63–78.
74. Чернышев С.Л., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкций ЛА // Чебышевский сборник. – 2017. – Т.18. – Вып.3. – С. 482–499.
75. Aage N., Andreassen E., Lazarov B.S., Sigmund O. Giga-voxel computational morphogenesis for structural design // Nature. – 2017. – Vol. 550. – P. 84–86.
76. Armand J.P. Applications of the theory of optimal control of distributed parameter systems to structural optimization. – Standford: NASA, 1972. – 154 p.
77. Au O.K., Tai C.L., Chu H.K., Cohen O.D., Lee T.Y. Skeleton extraction by mesh contraction // ACM Transactions on Graphics. – 2008. – Vol. 27. – No. 3. – P. 1–10.
78. Balabanov V., Haftka R.T. Topology optimization of transport wing internal structure // Journal of Aircraft. – 1996. – 33(1). – P. 232–233.
79. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods and applications. – Berlin: Springer, 2013. – 370 p.
80. Blattman W.R. Generating CAD Parametric Features. – Provo: Brigham Young University, 2008. – 84 p.
81. Borrvall T. Topology optimization of elastic continua using restriction // Archives Computational Methods in Engineering. – 2001. – 8(4). – P. 351–385.
82. Buhl T., Pedersen C., Sigmund O. Stiffness design of geometrically nonlinear structures using topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2000. – 19(2). – P. 93–104.
83. Choi J.S., Zhao L., Park G.J., Agrawal S., Kolonay R.M. Enhancement of a flapping wing using path and dynamic topology optimization // AIAA Journal. – 2011. – Vol. 49. – P. 2616–2626.
84. Christensen P.W., Klarbring A. An Introduction to Structural Optimization // Solid Mechanics and Its Applications, – 2009. – v. 153. – 214 p.

85. Duysinx P. Note on Topology Optimization of Continuum Structures Including Self Weight // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2005. – 29(4). – P. 245–256.
86. Eschenauer H.A., Olhoff N. Topology optimization of continuum structures: a review // *Applied Mechanics Reviews*. – 2001. – 54(4). – P. 331–390.
87. Fotouhi M., Abazari A.M., Ajaj A.M., Akrami R., Fotouhi S., Ali H.T. Topology Optimisation of a Wing Box Rib Using Ansys // *28th Annual International Conference of the Iranian Society of Mechanical Engineers*. – 2020. – P. 27–29.
88. Freylekhman S.A., Mirolyubova T.I., Ripetskiy A.V., Petrakova E.V. Smoothing the surface of the engineering model after topological optimization // *International Journal of Mechanical Engineering and Technology*. – 2018. – №10. – P. 1200–1207.
89. Felix L., Gomes A.A., Suleman A. Topology optimization of the internal structure of an aircraft wing subjected to self-weight load // *Engineering Optimization*. – 2019. – Vol. 52. – P. 1119–1135.
90. Goode H.H., Machol R.E. *System Engineering*. – New York: McGraw-Hill, 1957. – 551 p.
91. Gosling W. *The Design of Engineering systems*. – Wiley, 1962. – 247 p.
92. Guest J.K., Prevost J.H., Belytschko T. Achieving minimum length scale in topology optimization using nodal design variables and projection functions // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. – 2004. – 61(2). – P. 238–254.
93. Holmberg E., Torstenfelt B., Klarbring A. Stress constrained topology optimization // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2013. – 48 (1). – P. 33–47
94. Hsu M.H., Hsu Y.L. Interpreting three-dimensional structural topology optimization results // *Computers & structures*. – 2005. – Vol. 83. – No. 4. – P. 327–337.
95. Kambampati S., Townsend S., Kim H.A. Aeroelastic level set topology optimization for a 3D wing // *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. – 2018. P. 2151.

96. Kambampati S., Townsend S., Kim H.A. Coupled Aerostructural Level Set Topology Optimization of Aircraft Wing Boxes // *AIAA Journal*. – 2020. – Vol. 58. – P. 2–24.
97. Kasatkin M.M., Kozhina T.D., Federov M.M. Additive technologies in airplane-engine manufacture // *Russian engineering research*. – 2019. – T.39. – №3. – C. 262–267.
98. Kawamoto A., Matsumori T., Yamasaki S., Nomura T., Kondoh T., Nishiwaki S. Heaviside projection based topology optimization by a PDE-filtered scalar function // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2011. – 44(1). – P. 19–24.
99. Koguchi A., Kikuchi N. A surface reconstruction algorithm for topology optimization // *Engineering with Computers*. – 2006. – Vol. 22. – No. 1. – P.1–10.
100. Kupriyanova Y.A., Parafes' S.G. Design of the strength frame of the aerodynamic rudder using the topological optimization method // *Aerospace Systems*. – 2024. – 7. – P. 123–130.
101. Lamberti L., Venkataraman S., Haftka R.T., Johnson Preliminary T.F. Design Optimization of Stiffened Panels Using Approximate Analysis Models // *International Journal of Numerical Methods in Engineering*. – 2003. – Vol. 57. – No. 10. – P. 1351–1380.
102. Lazarov B.S., Sigmund O. Filters in topology optimization based on Helmholtz-type differential equations // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. – 2011. – 86(6). – P. 765–781.
103. Lee H.A., Park G.J. Topology optimization for structures with nonlinear behavior using the equivalent static loads method // *Journal of Mechanical Design*. – 2012. – №134. – P. 1–14.
104. Liu J., Ou H., He J., Wen G. Topological Design of a Lightweight Sandwich Aircraft Spoiler // *Materials*. – 2019. – Vol.12. – P. 1–9.
105. Luo Z., Yang J., Chen L. A new procedure for aerodynamic missile designs using topological optimization approach of continuum structures // *Aerospace Science and Technology*. – 2006. – Vol. 10. – P. 364–373.

106. Maksimov P.V., Muratov K.R., Ablyaz T.R., Fetisov K.V., Permyakov M.S. Technological Distortions of Topology Optimized Parts in Additive Manufacturing // Russian Engineering Research. – 2021. – Vol. 41. – № 5. – P. 469–471.
107. Polak J., Nowak M. From Structural Optimization Results to Parametric CAD Modeling Automated, Skeletonization-Based Truss // Applied Sciences. – 2023. – №13. – P. 1–24.
108. Poulsen T.A. A new scheme for imposing a minimum length scale in topology optimization // International Journal for Numerical Methods in Engineering. – 2003. – 57(6). – P. 741–760.
109. Poulsen T.A. A simple scheme to prevent checkerboard patterns and one-node connected hinges in topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2002. – 24(5) . – P. 396–399.
110. Rozvany G.I. Scope, methods, history and unified terminology of computer-aided topology optimization in structural mechanics // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2001. – 21(2). – P. 90–108.
111. Sigmund O. Morphology-based black and white filters for topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2007. – 33(4). – P. 401–424.
112. Song L., Gao T., Tang L., Du X., Zhu J., Lin Y., Shi G., Liu H., Zhou G., Zhang W. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing // Computers and Structures. – 2021. – Vol. 243. – P. 1–8.
113. Subedi S.C., Verma C.S, Suresh K.A Review of Methods for the Geometric Post-Processing of Topology Optimized Models. // Computing Information Science in Engineering. – 2020. – 20(6). – P. 1–10
114. Tang P.S., Chang K.H. Integration of topology and shape optimization for design of structural components // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2001. – Vol. 22. – No. 1. – P. 65–82.

115. Wang F., Lazarov B.S., Sigmund O. On projection methods, convergence and robust formulations in topology optimization // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2011. – 43(6). – P. 767–784.

116. Wang Q., Lu Z., Zhou C. New topology optimization method for wing leading-edge ribs // *AIAA Journal of Aircraft*. – 2011. – Vol. 48. – P. 1741–1748.

117. Watson M., Leary M., Downing D., Brandt M. Generative design of space frames for additive manufacturing technology // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. – 2023. – Vol. 127. – P. 4619–4639.

118. Zhou M., Shyy Y.K., Thomas H.L. Checkerboard and minimum member size control in topology optimization // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2001. – 21(2). – P. 152–158.

ПРИЛОЖЕНИЕ А**Акт внедрения**

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Генерального директора
АО ЦВМ «Армоком»

О.М. Фаустов

11 2023 г.

АКТ

внедрения методики проектирования деталей композитных материалов

Настоящий акт составлен о том, что в АО ЦВМ «Армоком» в рамках выполнения ОКР «Полиэтилен» (2022-2023г.) разработана технология проектирования оптимизированных легких композитных конструкций для использования в авиационной промышленности, в частности, крепежных элементов для бронирования вертолетов, которая передана на опытно-промышленное производство в виде технической документации:

- Регламент №1/23 от 09.10.2023 на проектирование и производство облегченной крепежной панели для бронирования вертолетной техники.

В период с 9.10.2023 г. по 2.11.2023 г. были изготовлены модели крепежных элементов для бронирования вертолетов в количестве 7 шт., которые прошли испытания с целью оценки эффективности их использования (Протокол испытаний №1/23 от 14.11.2023 г.).

Разработка изделий проходила при активном личном участии аспиранта Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» Куприяновой Я.А., результаты научных исследований которой положены в основу разработки методики проектирования.

Нач. лаборатории
АО ЦВМ «Армоком»

И.Е. Лаптев

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Протокол испытаний

ПРОТОКОЛ
№ 1/23 от 14.11.2023г.

1.1 Цель испытаний

1.1.1 Оценка прочности при сжатии образцов «Модель детали «Поддержка для бронирования дверцы вертолета»».

1.2 Объект испытаний

- 1.2.1 Материал деталей - стеклопластик толщиной 3 мм.
1.2.2 Образец №1 - деталь с двумя отверстиями, «/»-стойки;
образец №2 - деталь с 4-мя отверстиями «V»-стойки;
образец №3 - деталь с 4-мя отверстиями «()»-стойки;
образец №4 - деталь с 3-мя отверстиями «V»-стойки;
образец №5 - деталь с 3-мя отверстиями «A»-стойки;
образец №6 - деталь с 4-мя отверстиями «A»-стойки;
образец №7 - деталь с 5-ю отверстиями «/»-стойки.

1.3 Место и время проведения испытаний

Испытания проводились в научно-исследовательской лаборатории Центра «Армоком».

1.4 Материально-техническое обеспечение

- 1.4.1 Универсальная испытательная машина УТС-110М-100-0У.
1.4.2 Информационно-вычислительный комплекс.
1.4.3 Весы электронные CAS ER JR-CB.

2 Условия и результаты испытаний

2.1 Условия испытаний - нормальные, температура испытаний - 22°C.

2.2 Результаты измерения массы:

- образец №1 - 71,76 г;
образец №2 - 69,87 г;
образец №3 - 66,33 г;
образец №4 - 69,83 г;
образец №5 - 69,18 г;
образец №6 - 63,40 г;
образец №7 - 60,67 г.

2.3 Показателем механической прочности являлись

- разрушающее усилие при сжатии, P (Н);
- прочность при сжатии, σ (МПа)

$$\sigma = P/S,$$

(1)

где S – площадь поперечного сечения образца, 284 мм².

Скорость подвижной траверсы машины - 1 мм/мин.

Результаты испытаний приведены в таблице 1 и на рисунке 1.

Таблица 1 – Разрушающее усилие и прочность при сжатии

№ образца	Усилие при разрушении, кН	Прочность при сжатии, МПа	Характер разрушения
1	27,4	96,47	Разрушение двух стоек в нижней части, одной стойки в верхней части
2	37,2	130,98	Разрушение четырех стоек в нижней части
3	32,1	113,02	Разрушение двух стоек в нижней части, одной стойки в верхней части
4	32,2	113,38	Разрушение четырех стоек в нижней части
5	32,6	114,78	Разрушение трех стоек в верхней части
6	21,5	75,70	Разрушение пяти стоек в верхней части
7	22,4	78,87	Разрушение одной стойки в нижней части, четырех стоек в верхней части

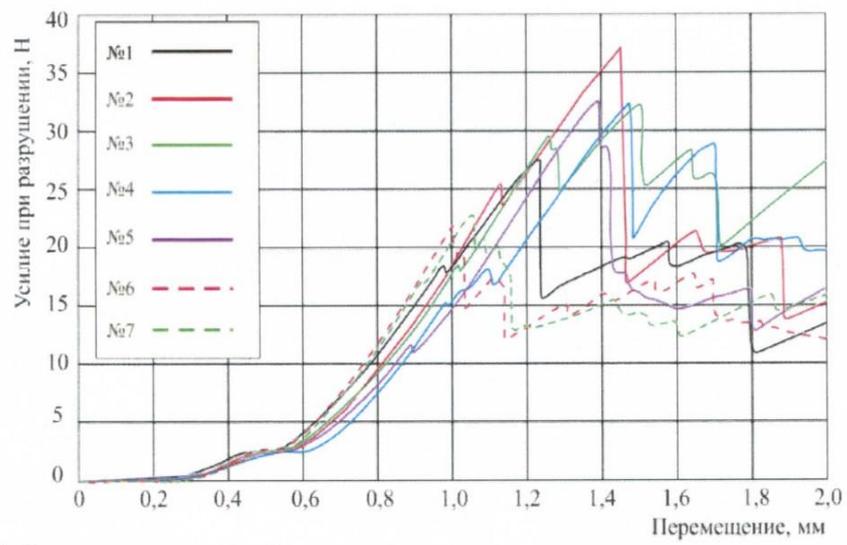


Рис.1. Результаты испытаний на сжатие

Внешний вид образцов после испытаний показан на рисунке 2.

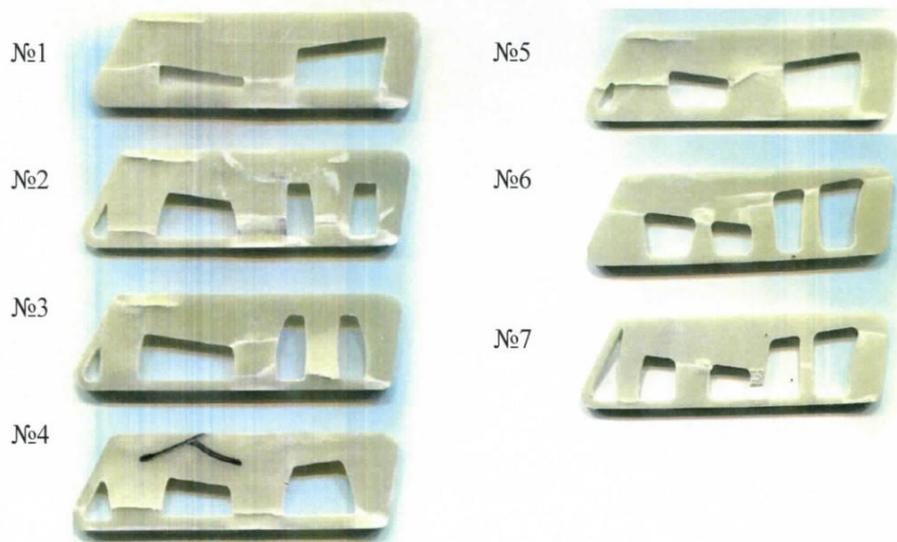


Рис.2. Внешний вид образцов после испытаний

Испытания проводил

Ведущий инженер

А.С. Крайнов

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА

Расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА включала следующие формы движения: изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса по первому и второму тонам. Колебания низших тонов крыльев учтены через изгибные колебания корпуса.

Исследуемой модели соответствует расчетная схема: свободная балка – корпус (с крыльями) несет на себе другие балки – рули, упруго прикрепленные к корпусу [55].

В качестве примера рассмотрена многостепенная модель флаттера БЛА, оснащенного аэродинамическими рулями с прямой осью вращения без учета колебаний крыльев. При построении расчетной модели учтено, что жесткость на вращения руля на порядок ниже, чем у неподвижного закрепленного руля (крутильная жесткость «лопатки» руля). Жесткость на вращение руля определяется жесткостью его рулевого привода и механизма управления. Деформации руля, как правило, малы, и руль можно считать абсолютно жестким.

С учетом принятой расчетной схемы уравнения движения свободного от связей упруго колеблющегося БЛА, можно записать в виде системы дифференциальных уравнений второго порядка:

$$\sum_{j=1}^4 (m_{ij}\ddot{q}_j + h_{ij}\dot{q}_j + g_{ij}q_j + d_{ij}V\dot{q}_j + b_{ij}V^2q_j) = 0, i = 1,2,3,4, \quad (\text{B. 1})$$

где m_{ij} , g_{ij} – инерционные и жесткостные коэффициенты; h_{ij} , d_{ij} – коэффициенты конструкционного и аэродинамического демпфирования; b_{ij} – коэффициенты аэродинамических сил; q_j – обобщенные координаты; V – скорость аэродинамического потока.

Коэффициенты m_{ij} вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} m_{11} &= 2J_{xx}; \quad m_{12} = m_{21} = -2J_{xz}; \quad m_{22} = 2J_{zz}; \\ m_{13} &= m_{31} = 2S_x\psi_1(x_0) + 2J_{xz}\dot{\psi}_1(x_0); \quad m_{14} = m_{41} = 2S_x\psi_2(x_0) + 2J_{xz}\dot{\psi}_2(x_0); \end{aligned} \quad (\text{B. 2})$$

$$\begin{aligned}
m_{23} &= m_{32} = -2S_z\psi_1(x_0) - 2J_{zz}\dot{\psi}_1(x_0); & m_{24} &= m_{42} \\
&= -2S_z\psi_2(x_0) - 2J_{zz}\dot{\psi}_2(x_0); \\
m_{33} &= \int_0^{l_k} m_k(x)\psi_1^2(x)dx; & m_{34} &= m_{43} = 0; & m_{44} &= \int_0^{l_k} m_k(x)\psi_2^2(x)dx,
\end{aligned}$$

где J_{xx}, J_{zz}, J_{xz} и S_x, S_z – моменты инерции и статические моменты руля вокруг осей Ox и Oz (см. Рисунок 4.10, б); $\psi_1(x), \psi_2(x)$ – форма прогибов оси корпуса БЛА при его деформациях по первому и второму тону, соответственно; $l_k, m_k(x)$ – длина и погонная масса корпуса БЛА; x_0 – координата пересечения оси вращения руля с корпусом (отсчитывается от носа корпуса).

Нормировку форм изгибных колебаний корпуса удобно вести так, чтобы производные форм $\dot{\psi}_1(x_0) = \dot{\psi}_2(x_0) = 1$.

Коэффициенты g_{ii} определяются по соответствующим парциальным частотам колебаний ω_i :

$$\begin{aligned}
g_{ii} &= m_{ii}\omega_i^2 = m_{ii}(2\pi f_i)^2; & (B.3) \\
i &= 1, 2, 3, 4,
\end{aligned}$$

где f_1 – частота изгибных колебаний руля (при неподвижном корпусе); f_2 – частота вращения руля (в общем случае определяется с учетом жесткости механизма управления, рулевого привода и его крепления); f_3, f_4 – частоты изгибных колебаний корпуса по первому и второму тонам, соответственно.

Коэффициенты h_{ii} определяются через соответствующие частоты колебаний ω_i и логарифмические декременты колебаний ν_i :

$$h_{ii} = \frac{\nu_i}{\pi\omega_i} g_{ii} = 2\nu_i f_i m_{ii}. \quad (B.4)$$

Коэффициенты b_{ij} вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned}
b_{11} &= 0; & b_{12} &= \bar{b}_{12}; & b_{13} &= -\bar{b}_{12}; & b_{14} &= -\bar{b}_{12}; \\
b_{21} &= 0; & b_{22} &= \bar{b}_{22}; & b_{23} &= -\bar{b}_{22}; & b_{24} &= -\bar{b}_{22}; \\
b_{31} &= 0; & b_{32} &= -\bar{b}_{22} - \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); & b_{33} &= \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); & b_{34} &= \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \\
b_{41} &= 0; & b_{42} &= -\bar{b}_{22} - \bar{b}_{33}\psi_2(x_0); & b_{43} &= \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_2(x_0); & b_{44} &= \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_2(x_0).
\end{aligned} \quad (B.5)$$

Коэффициенты d_{ij} вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned}
d_{11} &= \bar{d}_{11}; d_{12} = \bar{d}_{12}; d_{13} = -\bar{d}_{12} - \bar{b}_{12}\psi_1(x_0); d_{14} = -\bar{d}_{12} - \bar{b}_{12}\psi_2(x_0); \\
d_{21} &= \bar{d}_{21}; d_{22} = \bar{d}_{22}; d_{23} = -\bar{d}_{22} - \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); d_{24} = -\bar{d}_{22} - \bar{b}_{22}\psi_2(x_0); \\
d_{31} &= \bar{d}_{32}\psi_1(x_0) - \bar{d}_{21}; d_{32} = -\bar{d}_{22} - \bar{d}_{33}\psi_1(x_0); \\
d_{33} &= \bar{d}_{33}\psi_1(x_0) + \bar{b}_{33}(\psi_1(x_0))^2 + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \quad (\text{B. 6}) \\
d_{34} &= \bar{d}_{33}\psi_1(x_0) + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0)\psi_2(x_0) + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_2(x_0); d_{41} = \bar{d}_{32}\psi_2(x_0) - \bar{d}_{21}; \\
d_{42} &= -\bar{d}_{22} - \bar{d}_{33}\psi_2(x_0); d_{43} = \bar{d}_{33}\psi_2(x_0) + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0)\psi_2(x_0) + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \\
d_{44} &= \bar{d}_{33}\psi_2(x_0) + \bar{b}_{33}(\psi_2(x_0))^2 + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_2(x_0).
\end{aligned}$$

Коэффициенты $\bar{b}_{12}, \bar{b}_{22}, \bar{b}_{33}, \bar{d}_{11}, \bar{d}_{12}, \bar{d}_{21}, \bar{d}_{22}, \bar{d}_{32}, \bar{d}_{33}$, входящие в выражения (B.5), (B.6), определяются по формулам для двух рулей с прямой осью вращения при неподвижном корпусе:

$$\bar{b}_{12} = -\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z dz; \bar{b}_{22} = -\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz; \bar{b}_{33} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b dz; \quad (\text{B. 7})$$

$$\bar{d}_{11} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z^2 dz; \bar{d}_{12} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 \bar{x}_m z dz; \bar{d}_{21} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; \quad (\text{B. 8})$$

$$\bar{d}_{22} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \rho k_0 \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 dz; \bar{d}_{32} = -\bar{b}_{12}; \bar{d}_{33} = \bar{b}_{22},$$

где ρ – плотность воздуха; c_y^δ – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ ; z_0 – расстояние от места закрепления вала руля до бортовой хорды руля; z – расстояние от оси Ox до рассматриваемого хордового сечения руля; \bar{x}_0 – расстояние от носка руля до оси вращения, отнесенное к хорде руля; \bar{x}_F – расстояние от носка руля до аэродинамического фокуса, отнесенное к хорде руля.

Величины \bar{x}_m и k_0 зависят от характера обтекания и имеют вид:

дозвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, k_0 = \frac{\pi}{8}; \quad (\text{B. 9})$$

сверхзвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F, k_0 = \frac{1}{12} c_y^\delta. \quad (\text{В. 10})$$

Величины c_y^δ и \bar{x}_F , входящие в выражения (В.7)–(В.10), определяются расчетным или экспериментальным путем.

Приведенная математическая модель содержит четыре обобщенные координаты и позволяет рассчитать флаттер БЛА в целом, в том числе, консольную и корпусно-рулевою формы флаттера.

Используемый в этой модели подход к исследованию флаттера является наиболее общим и состоит в построении годографа скорости – зависимости комплексных частот $S_i = \delta_i + i\omega_i$, $i = 1, \dots, 4$, представляющих собой решение проблемы собственных значений системы уравнений (В.1) от скорости аэродинамического потока V . Далее по годографу скорости на границе устойчивости ($\delta_i = 0$, $\delta_i \in \delta_i$, $i = 1, \dots, 4$) определяются параметры флаттера: критическая скорость $V_{кр}$ и круговая частота флаттера $\omega_{фл}$ (частота флаттера $f_{фл}$).