МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

А. В. БОЛДЫРЕВ, В. А. КОМАРОВ

АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНСТРУИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Электронное учебное пособие

Самара
2012

УДК 629.7.002 (075)
ББК 68.53
Б 791

Авторы: **Болдырев Андрей Вячеславович,**
Комаров Валерий Андреевич

Болдырев, А. В. Автоматизация конструирования летательных аппаратов [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А. В. Болдырев, В. А. Комаров; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (13,6 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В учебном пособии излагаются основные вопросы автоматизации проектирования конструкций летательных аппаратов. Особое внимание обращено на разъяснение силовой работы конструкций, методов анализа и оптимизации, организации процесса проектирования.

Пособие предназначено для подготовки аспирантов по научной специальности 05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов, в рамках дисциплины «Автоматизация конструирования летательных аппаратов».

Учебное пособие разработано на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ 5
ВВЕДЕНИЕ 7
1 СУЩНОСТЬ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЛА 11
1.1 Этапы жизненного цикла промышленных изделий 11
1.2 Требования к объектам проектирования 11
1.3 Парадигмы проектирования силовых конструкций 20
2 ОСНОВЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ 27
2.1 Использование принципов системного подхода в проектировании 27
2.2 Компоненты САПР 28
2.3 Проектные процедуры в автоматизированном проектировании 30
3 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ АНАЛИЗА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ 33
3.1 Виды математических моделей 33
3.2 Использование моделей МКЭ 36
3.3 Изопараметрическая концепция 41
3.4 Испытание конечных элементов 50
3.5 Моделирование и сертификация 52
3.6 Расчетно-экспериментальные методы 53
4 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИНТЕЗА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ 54
4.1 Постановка задач синтеза конструкций ЛА 54
4.2 Обзор методов оптимизации 58
4.3 Идея твердого деформируемого тела переменной плотности 62
4.4 Тестирование алгоритмов оптимизации 65
5 ИНТЕРПРЕТАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ, ПОЛУЧЕННЫХ НА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ 72
5.1 Весовой анализ конструкций 72

5.1.1 Весовые формулы 72
5.1.2 Силовой фактор 74
5.1.3 Безразмерный коэффициент силового фактора 77
5.1.4 Весовой контроль 79
5.2 Силовой анализ конструкций 80
6 РЕШЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ЗАДАЧ 86
6.1 Учет влияния деформаций конструкций на нагрузки 86
6.2 Использование прототипов 90
6.3 Проектирование крыльев 93
6.4 Проектирование фюзеляжей в зонах больших вырезов 96
6.5 Структурная модификация конструкций по условиям жесткости 101
7 ИНТЕГРАЦИЯ ДАННЫХ О КОНСТРУКЦИЯХ ЛА 114
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 119
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ 120

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

БКЭ - библиотека конечных элементов;

ГКС - главные касательные силы;

КЭМ - конечно-элементная модель;

КЧ - коэффициенты чувствительности;

ЛА - летательный аппарат;

МКЭ - метод конечных элементов;

НДС - напряженно-деформированное состояние;

ПГУ - потоки главных усилий;

ПНП - полнонапряженный проект;

САПР - система автоматизированного проектирования;

ТОК - теоретически оптимальная конструкция.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

C - обобщенное перемещение;

C_y - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_К$ - коэффициентом силового фактора;

$\bar{c}$ - относительная толщина крыла;

E - модуль упругости;

$\overline{\overline{E}}$ - модуль упругости при единичной плотности материала;

F - площадь поперечного сечения;

f - коэффициент безопасности;

G - силовой фактор;

g - ускорение свободного падения;

H - строительная высота;

R - эквивалентные потоки усилий;

J - момент инерции;

$[K]$ - матрица жесткости конструкции;

$[K_s]$ - матрица жесткости конструкции с заполнителем;

K_m - критерий весовой эффективности окантовки выреза в оболочке;

l - размах крыла; длина;

M - изгибающий момент;

m_0 - взлетная масса самолета;

$\overline{m}$ - относительная масса;

N - усилие;

n - количество элементов в модели;

$n^э$ - эксплуатационная перегрузка;

$\{p\}$ - вектор узловых сил;

$P_р$ - расчетная нагрузка;

$P_э$ - эксплуатационная нагрузка;

p_0 - удельная нагрузка;

Q - обобщенная сила;

Q_z, Q_x - перерезывающие силы;

q - удельная масса; скоростной напор;

S - площадь элемента;

T - поток касательных усилий;

V - объем материала конструкции;

$V_т$ - теоретически необходимый объем;

U - потенциальная энергия деформации;

$\{u\}$ - вектор узловых перемещений модели;

W - момент сопротивления;

Y - подъемная сила.

$\sigma_{вр}$ - разрушающее напряжение;

$\sigma_т$ - предел текучести;

$\overline{\sigma}$ - допускаемое напряжение;

$\overline{\overline{\sigma}}$ - удельная прочность материала;

$\sigma^{экв}$ - эквивалентное напряжение;

ρ - плотность;

τ - касательное напряжение;

φ - коэффициент полной массы.

Индексы

к - конструкция;

кр - крыло;

оп - оперение;

т - теоретический.

ВВЕДЕНИЕ

Рассматривается новая проектная парадигма, направленная на существенное сокращение времени разработки продукции и оптимизацию ее характеристик. Последовательно обсуждаются ключевые термины и основные направления совершенствования процесса проектирования сложной наукоемкой техники.

Термины «*проект*» и «*проектирование*» используются в современном научном, околонаучном и повседневном языке очень широко, и в различных контекстах они имеют свои особенности. Любопытно, что попытки автора при проведении семинаров на курсах повышения квалификации для специалистов услышать определение этих терминов от сотрудников конструкторских бюро, для которых «проект» и «проектирование» являются предметом труда, как правило, вызывают большие затруднения. В то же время этот вид деятельности является одним из основных в жизни цивилизованного сообщества людей и поэтому заслуживает глубокого изучения и постоянного совершенствования.

Отсутствие четких определений термина «проектирование» и ряда важнейших понятий, связанных с ним, сдерживает развитие этого вида деятельности как науки. Первые попытки научного подхода к проектированию можно найти уже в XVII веке. Например, еще в 1638 году Галилей рассматривал ряд задач о рациональном распределении материала в балках. Во второй половине XX века появилась серия книг и статей, посвященных осмыслению этого вида человеческой деятельности [1]. В книге [2] можно найти более десятка определений понятия проектирования. Этот всплеск публикаций в какой-то мере можно увязать с появлением вычислительной техники, которое ускорило процесс перерастания проектирования из искусства в науку. Здесь же стоит отметить появление в этот период таких областей прикладной математики, как системный анализ, нелинейное математическое программирование, исследование операций и ряд других [3, 4]. В рамках данного учебного пособия *под проектированием будем понимать деятельность, направленную на выбор такой структуры и таких параметров создаваемого изделия (или продукта, как сейчас принято говорить в современном деловом и техническом языках), которые обеспечивают экстремум какой-либо характеристике или свертке характеристик этого изделия и удовлетворяют всем требованиям, предъявляемым к нему, которые записывается, как правило, в виде неравенств* [5].

В нелинейном программировании оптимизируемую характеристику принято называть *целевой функцией* или *критерием оптимальности*. Заметим, что целевые функции могут быть самыми разнообразными. Например, при дефиците времени, целевой функцией может быть время отыскания любого решения, удовлетворяющего ограничениям. Важно понимать,

что главное в проектировании – это принятие решений. Решения могут приниматься осознанно или неосознанно, но в принятии решений всегда присутствуют те или иные предпочтения.

Структуры и величины, которые выбираются в процессе оптимизации, называются *проектными переменными*. Например, при проектировании самолета целевой функцией может быть расход топлива на перевозку одного пассажира на один километр, проектными переменными – геометрические параметры внешнего облика и множество других параметров, описывающих конструкцию. В качестве ограничений – достаточно малые скорости взлета и посадки для обеспечения безопасности, необходимая прочность конструкции и т.д.

Под «*структурой*» при оптимизации объектов техники обычно понимается те свойства объекта, описания которых содержат типы отдельных элементов, их количество и способы соединения между собой. Например, стержни, работающие только на растяжение и сжатие, могут образовывать фермы различной конфигурации. *Структурная оптимизация* очень трудно поддается формализации, так как трудно предложить такое пространство проектных переменных, разным численным значениям которых соответствовали бы различные структуры.

В последнее время для описания и решения проектных задач, в которых выбираются не только структуры, но и такие параметры конструкции, как координаты узлов соединения, форма отдельных монолитных элементов и т.п., начинает использоваться термин «*топологическая оптимизация*» с соответствующими новыми методами. Заметим, что такое определение не вполне совпадает с определением топологии в математике.

Для решения параметрических задач разработано множество различных численных методов и программных продуктов. В этих задачах для *определенной структуры* ищутся оптимальные значения параметров отдельных элементов, которые принимаются за проектные переменные. Например, для строительной конструкции – фермы – в этой роли могут выступать площади поперечных сечений стержней и координаты узлов. Решение таких задач уже входит в повседневную проектную практику.

Учебное пособие содержит семь глав.

В первой главе рассматривается сущность и современная парадигма проектирования летательных аппаратов, типовые проектные процедуры, концепция «точного попадания» в конструировании, современное состояние теории оптимального проектирования летательных аппаратов.

Вторая глава посвящена основам автоматизированного проектирования. Содержит описание принципов системного подхода, задач автоматизированного проектирования,

стадий проектирования конструкций, структуры систем автоматизированного проектирования летательных аппаратов.

В третьей главе рассматривается математическое обеспечение анализа проектных решений. Дается классификация моделей, используемых при конструировании, анализируется адекватность математических моделей, рассматриваются особенности моделирования летательных аппаратов, в том числе с использованием на ранних стадиях разработки деформируемого твердого тела переменной плотности (континуальной модели).

В четвертой главе рассматриваются теоретические основы синтеза проектных решений. Формулируются задачи оптимизации в терминах нелинейного математического программирования, приводится обзор методов оптимального проектирования летательных аппаратов, обсуждаются вопросы тестирования алгоритмов оптимизации.

В пятой главе излагаются приемы интерпретации результатов, полученных на математических моделях. Приводятся теоретические основы использования специфического критерия «силовой фактор» и принципиально нового критерия «безразмерный коэффициент силового фактора» для научно-обоснованного выбора силовых схем, накопления знаний о рациональных конструкциях и оценки относительной и абсолютной массы конструкций летательных аппаратов традиционных и оригинальных форм и компоновок. Предлагается методика силового анализа конструкций летательных аппаратов.

Шестая глава посвящена решению проектных задач. Рассматриваются задачи учета влияния деформаций крыла на нагрузки, проектирования рациональных силовых схем, весового анализа летательных аппаратов, структурной модификации конструкций по требованиям жесткости.

В седьмой главе рассматриваются вопросы интеграции данных о конструкциях летательных аппаратов. Дается понятие о CALS-технологиях, приводится краткий обзор PDM систем, рассматриваются особенности интеграции САПР и системы управления инженерными данными.

Пособие касается широкого круга вопросов и завершается списком основной литературы. При составлении этого списка из огромного количества публикаций по рассматриваем вопросам, авторы отдавали предпочтение учебникам, а также монографиям и обзорным статьям с большим количеством ссылок на работы российских и зарубежных ученых.

Учебное пособие предназначено для совершенствования образовательного процесса подготовки аспирантов по научной специальности 05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов. Пособие написано на основе опыта авторов по участию в проектировании самолетов, экспертизе научных работ и преподавании проектно-

конструкторских дисциплин. На основе этого опыта с уверенностью можно говорить о том, что наведение порядка в базовых терминах способствует формализации и математизации процесса проектирования, однозначному пониманию задач и успешному их решению.

1 СУЩНОСТЬ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЛА

1.1 Этапы жизненного цикла промышленных изделий

В соответствии с международным стандартом ISO 9000 под жизненным циклом продукции понимается совокупность процессов, выполняемых от момента выявления потребностей общества в определенной продукции до момента удовлетворения этих потребностей и утилизации продукции.

Выделяются одиннадцать основных стадий жизненного цикла промышленных изделий: маркетинг; проектирование; планирование и разработка процессов изготовления; закупка материалов и комплектующих; производство; упаковка и хранение; реализация; монтаж и ввод в эксплуатацию; техническая помощь и сервисное обслуживание; послепродажная деятельность или эксплуатация; утилизация и переработка в конце полезного срока службы.

Пожалуй, самым важным этапом жизненного цикла промышленных изделий является проектирование. Именно на этапе разработки обеспечиваются характеристики изделия, приводящие в дальнейшем к удовлетворению потребностей общества в процессе дальнейших этапов жизненного цикла.

1.2 Требования к объектам проектирования

Эффективность проектирования конструкции во многом обеспечивается выбором рациональной силовой схемы. Силовая схема определяется количеством и типом силовых элементов, их расположением в пространстве и способами соединения между собой.

Большинство конструкций летательных аппаратов (ЛА) по своей природе являются тонкостенными и безмоментными. Так, крылья современных самолетов имеют очень сложную конструкцию как по наличию множества подвижных частей, связанных с органами управления и улучшения аэродинамических характеристик, так и по внутреннему устройству, связанному с вырезами и узлами приложения сосредоточенных сил от шасси, двигателей и грузов, рисунок 1.1.

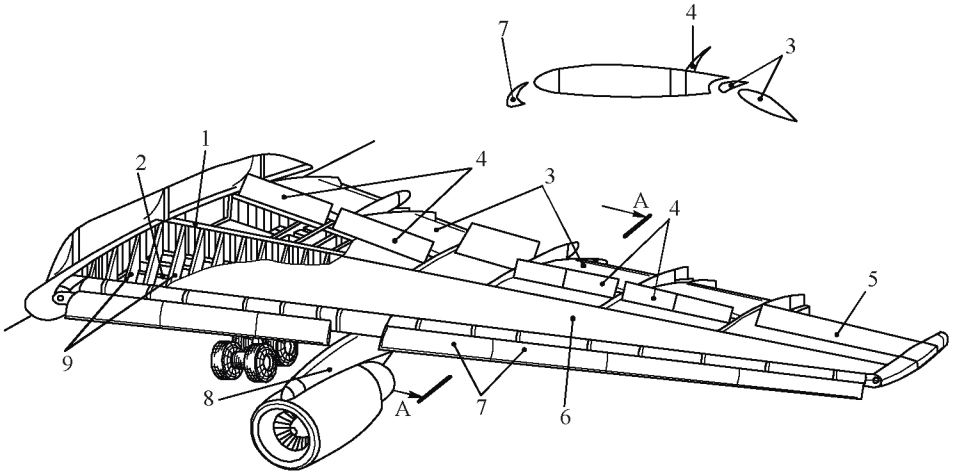


Рисунок 1.1 – Крыло современного пассажирского самолета:
1 – лонжерон, 2 – стрингер, 3 – закрылки, 4 – интерцепторы, 5 – элерон,
6 – обшивка, 7 – предкрылки, 8 – пилон крепления двигателя.

Типичная конструкция крыла состоит из обшивки и каркаса, который в свою очередь состоит из лонжеронов, нервюр и стрингеров. Хорошо спроектированные авиационные конструкции с высоким весовым совершенством, как правило, представляют собой ансамбль стержневых и тонкостенных элементов, работающих практически безмоментно. Их моментная работа по возможности ограничивается только восприятием местных нагрузок.

Обшивка является основным конструктивным элементом современного крыла. Она выполняет многие функции [6]: создает внешнюю поверхность крыла, требования качества к которой очень высоки; воспринимает местную воздушную нагрузку; участвует в общей работе крыла на изгиб, воспринимая усилия в направлении его размаха; обеспечивает крутильную жесткость конструкции; образует баки для топлива. Доля обшивки составляет 30…40% от всей массы крыла.

Конструктивно обшивка часто выполняется в виде листов постоянной толщины. В этом случае сохраняются *нагартованные* (наклепанные) в процессе производства внешние слои материала со сжимающими остаточными напряжениями, что повышает сопротивление усталости. Листы обычно имеют *плакирующий* слой и высококачественную анодную пленку, что обеспечивает высокую коррозионную стойкость. Недостаток листов – избыточная масса в недогруженных зонах.

Обшивки с переменной толщиной изготавливаются химическим или механическим фрезерованием. Это позволяет проектировать конструкции переменной толщины, близкие к равнопрочным. Однако ряд ценных качеств листовых обшивок утрачивается, и их частичное восстановление требует усложнения производства: дробеструйной обработки и дополнительной защиты от коррозии.

Определенный компромисс представляют клееные обшивки. Толстая обшивка образуется из нескольких слоев тонких. Такие обшивки потенциально имеют много достоинств. Но пока их применение ограничено.

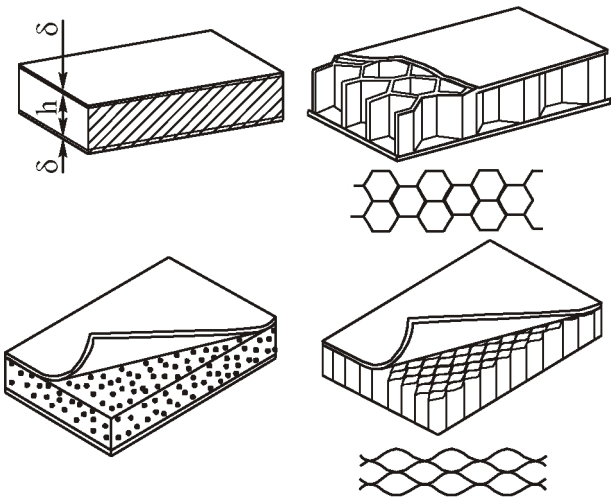


Рисунок 1.2 – Трехслойные обшивки

При малой величине *коэффициента напряженности* (отношение потока сжимающих усилий к протяженности их действия [7]) наибольшим весовым совершенством обладают трехслойные обшивки, состоящие из листовых несущих слоев и сотового или пенопластового заполнителя, рисунок 1.2.

Применение трехслойных обшивок особенно целесообразно в конструкциях сверхлегких летательных аппаратов. Выклеенная их композиционных материалов по форме профиля крыла трехслойная конструкция представляет собой оболочку, которая может эффективно работать почти без каркаса.

Основное назначение лонжеронов – передача перерезывающих сил в крыле (в полете – подъемной силы). Доля лонжеронов от всей массы крыла изменяется в широком диапазоне от 10 до 30%.

Если обшивка и стрингеры относительно слабые, то лонжероны воспринимают основную часть изгибающего момента, и такие конструкции принято называть лонжеронными. Конструкция лонжерона состоит из поясов, стенки и стоек, рисунок 1.3.

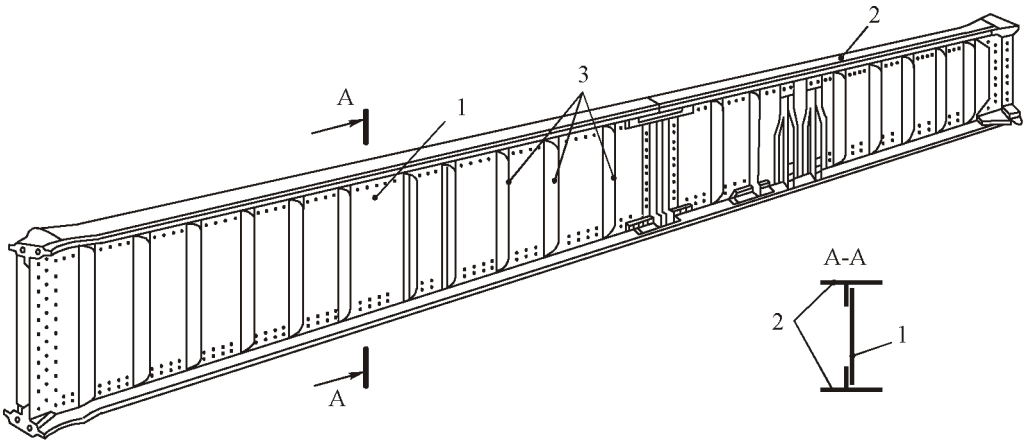


Рисунок 1.3 – Конструкция лонжерона: *1* – стенка, *2* - пояс, *3* - стойка

Стенка служит для передачи перерезывающей силы и работает на сдвиг. Пояса работают на растяжение-сжатие. Минимальной массой обладает поперечное сечение,

близкое к идеальному двутавру. Стойки служат для поддержки стенки от потери устойчивости.

Нервюры выполняют многие функции в крыле. Они задают аэродинамический профиль, собирают поперечную нагрузку со стрингеров, поддерживают панели обшивки со стрингерами от потери устойчивости при продольном сжатии, работают в свою очередь в вертикальном направлении при изгибе крыла, см. рисунок 1.4. Все эти функции выполняют так называемые *рядовые*, или *нормальные нервюры*, которые ставятся с шагом 350…750 мм, рисунок 1.4 *а, б, г.*

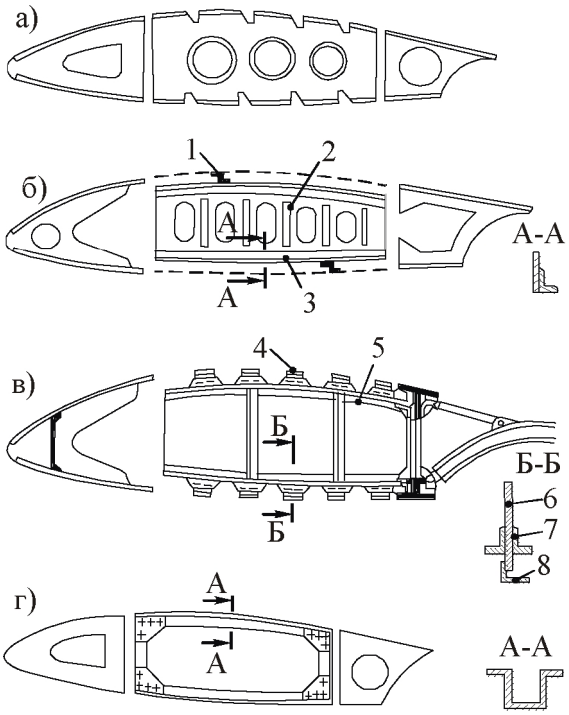


Рисунок 1.4 - Конструкция нервюр:
1 - стрингер; 2,6 - стенка;
3,5,7 - пояса; 4,8 - компенсаторы.

Кроме того, нервюры выполняют сложную и ответственную функцию передачи сосредоточенных сил на крыло. Это силы от кронштейнов навески элеронов, закрылков и предкрылков. Сосредоточенные силы от узлов крепления шасси и двигателей, если они размещаются на крыле. Такие нервюры называются усиленными.

Усиленные нервюры имеют пояса, см. рисунок 1.4 *в*, которые располагаются, как правило, внутри крыла с определенной потерей строительной высоты из-за наличия стрингеров. В некоторых особых случаях, когда нервюра нагружается очень большими усилиями, например, от главной стойки шасси, пояса нервюры располагаются по наружной поверхности обшивки крыла. Такое решение принято в конструкции крыла Ил-86. Использование утолщения обшивки в качестве пояса усиленной нервюры может быть нежелательным по соображениям сопротивления усталости.

Усиленные нервюры ставятся также в местах стыка отдельных частей крыла и в местах резкого изменения формы крыла в направлении размаха.

С точки зрения минимизации массы конструкции крыла, нервюры целесообразно размещать перпендикулярно наиболее нагруженному, обычно заднему, лонжерону. Однако, в местах крепления пилонов двигателей и шасси, в стыке крыла с фюзеляжем усиленные нервюры приходится ставить по потоку. Кроме того, установка нервюр по потоку в корневой зоне стреловидного крыла снижает концентрацию усилий в заднем лонжероне, поэтому в этой зоне иногда используется «веерное» размещение нервюр. При малой стреловидности

размещение нервюр по потоку не оказывает существенного влияния на массу конструкции, но позволяет выдерживать профиль более точно.

Рядовые нервюры отличаются особой ажурностью своей конструкции. Они часто выполняются штампованными из тонкого листа с большими отверстиями для облегчения. Отбортовки по контуру отверстий, а также зиги делаются для увеличения жесткости нервюр. Применяются также и ферменные нервюры.

Здесь интересно отметить, что ферменные стенки лонжеронов и нервюр были весьма популярны на легких самолетах в начале развития авиации. Затем их надолго вытеснили мембранные конструкции. Но в связи с созданием сверхзвуковых самолетов ферменные конструкции оказались снова востребованными в связи с их свойством не создавать заметных температурных напряжений. Доля нервюр в общей массе крыла составляет 8…12%.

Стрингеры собирают воздушную нагрузку с поверхности крыла, но главное их назначение – участие в восприятии продольных усилий в панелях от общего изгиба крыла и поддержка обшивки от потери устойчивости при сжатии. На практике используются самые разнообразные формы поперечных сечений стрингеров, рисунок 1.5, с учетом особенностей конкретной конструкции крыла в целом.

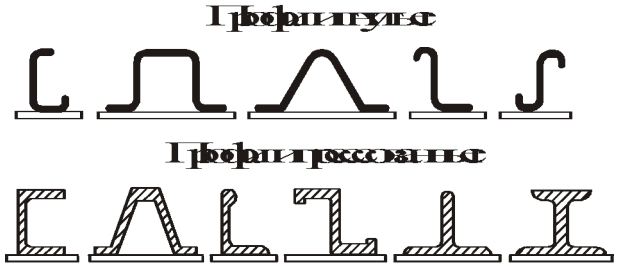


Рисунок 1.5 - Формы поперечных сечений стрингеров

В стрингерах можно использовать высокопрочные материалы. Изготавливаются стрингеры из гнутых и прессованных профилей. При выборе формы сечения стрингера учитываются: местная потеря устойчивости его ребром, и для улучшения этой характеристики вводится, например, "бульба", или используется Z-образный профиль; эффективность подкрепления обшивки (с этой точки зрения преимущества имеют "корытообразные" профили, но они образуют полости, которые могут создавать проблемы внутри кессон-бака); способ соединения с нервюрой; способность стрингера служить ограничителем трещин в обшивке.

В кессонных конструкциях крыльев функции обшивки и стрингеров и их геометрические параметры настолько взаимосвязаны, что эта часть конструкции несущих поверхностей проектируется как единое целое. Особенно привлекательны своими возможностями по оптимизации распределения материала в конструкции *монолитные панели*, которые изготавливаются на фрезерных станках с числовым программным управлением, рисунок 1.6.

Впервые массово такие панели были применены на сверхзвуковых пассажирских самолетах "Ту-144" и "Конкорд" в связи с острой проблемой весового совершенства их конструкций и очень сложной геометрической формой крыльев малого удлинения, в которых в дополнение ко всем традиционным проблемам крыло нагружается изгибом почти в равной мере как в направлении размаха, так и в направлении хорд.

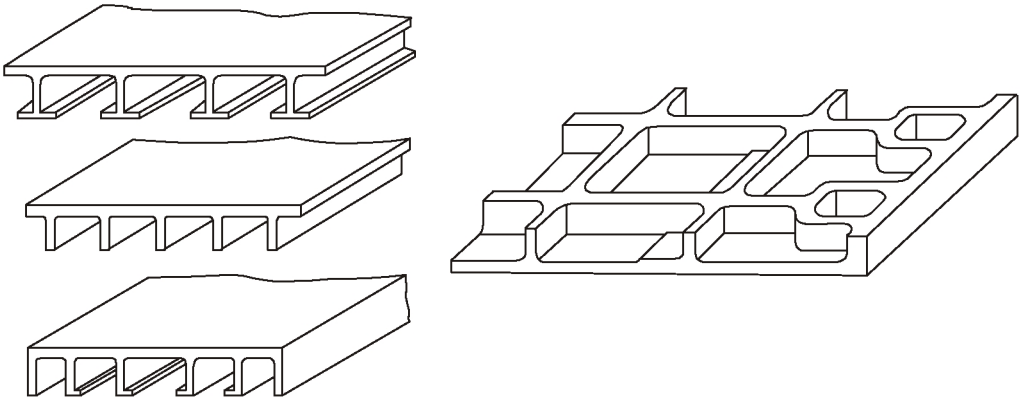


Рисунок 1.6 - Монолитные панели

В настоящее время монолитные панели в конструкциях крыльев используются очень широко, достигая длины 30 м и более. Необходимо отметить, что наряду со многими достоинствами монолитные панели имеют и недостатки. Из них главные – высокая стоимость и опасность хрупкого разрушения.

Как продуктивный путь преодоления этих недостатков можно назвать идею монолитно-сборных конструкций. Такие панели успешно применены в конструкции крыла самолета Ил-96. Они позволяют реализовать близкие к оптимальным законы распределения материала, образовать ограничители трещин и подобрать выгодные с точки зрения ресурса и безопасной повреждаемости комбинации материалов обшивки и стрингеров.

Фюзеляжи современных самолетов обычно представляют собой полумонококовую конструкцию [8], состоящую из обшивки, стрингеров и шпангоутов. По назначению шпангоуты разделяются на *нормальные*, которые служат для придания формы фюзеляжу и подкрепления обшивки, и *усиленные (силовые)* – для восприятия поперечных сосредоточенных сил от крыла, оперения, шасси, двигателей и грузов и передачи их на обшивку. В зонах больших вырезов (люков, створок шассийных отсеков и т. п.) в фюзеляжах устанавливаются в виде окантовок усиленные шпангоуты и продольные силовые элементы – бимсы, балки, лонжероны (усиленные стрингеры).

Лонжероны, шпангоуты и нервюры обычно состоят из поясов, адекватно моделируемых стержневыми элементами, и стенки, работающей в плоском (мембранном) напряженном состоянии. Обшивка часто подкрепляется стрингерным набором для

увеличения критических усилий потери устойчивости. Тонкостенные конструкции отличаются высоким весовым совершенством при обеспечении необходимой прочности и жесткости в случаях действия распределенных нагрузок. Однако они плохо работают (в них возникают высокие изгибные напряжения) при действии сосредоточенных сил. Простое утолщение тонкостенных конструкций в таких местах приводит к чрезмерному их утяжелению. Поэтому практика выработала специальные приемы преобразования сосредоточенных сил в распределенные с помощью кронштейнов снаружи тонкостенной конструкции и силовых шпангоутов внутри нее. Весовое совершенство этих элементов - распределителей сосредоточенных нагрузок, сильно зависит от выбора их силовой схемы.

Теорией и практикой проектирования конструкций ЛА выработан следующий принцип: для получения конструкции минимальной массы следует передавать усилия уравновешивания различных частей и сил различной природы, например, воздушной нагрузки на крыло и массовых сил от грузов в фюзеляже, через конструктивные элементы, расположенные как можно ближе к внешним обводам самолета. То есть через обшивку и регулярный каркас.

Шпангоуты имеют высокую жесткость в своей плоскости и хорошо работают на поперечный изгиб в своей плоскости, опираясь на обшивку фюзеляжа. Наличие двух поясов и стенки в сечениях шпангоутов обеспечивает их работу на изгиб и сдвиг, а также повышает сопротивление усталости при акустических нагрузках. Для повышения живучести шпангоуты часто делают составными из нескольких частей.

Усиленные шпангоуты обычно отличаются от нормальных шпангоутов силовой схемой, мощностью поясов и толщиной стенок. В качестве примера рассмотрим хвостовую часть фюзеляжа аэробуса А-380, представленную на рисунке 1.7. На переднем плане расположены два нормальных шпангоута с постоянной строительной высотой. Далее в фюзеляже установлены усиленные шпангоуты крепления оперения. Десять усиленных шпангоутов, служащие для восприятия сил от киля, имеют увеличенную строительную высоту в верхней зоне. Переставной стабилизатор на самолете А-380 имеет центроплан. Для функционирования стабилизатора в боковых частях фюзеляжа предусмотрены большие вырезы. Крепление центроплана стабилизатора осуществляется с помощью двух усиленных шпангоутов. В зоне крепления переднего лонжерона стабилизатора усиленный *рамный шпангоут* имеет увеличенную строительную высоту в боковых частях и три дополнительных стержневых элемента. В зоне крепления заднего лонжерона установлен *стеночный шпангоут* [8] с тремя отверстиями облегчения. В итоге силовые шпангоуты в совокупности с обшивкой, стрингерами и бимсами образуют сложнейшую пространственную конструкцию.

От ее рациональности, а еще лучше – оптимальности – сильно зависит масса конструкции и, следовательно, эффективность всего самолета.



Рисунок 1.7 - Хвостовая часть фюзеляжа А-380

Требования к конструкциям ЛА вытекают из совокупности свойств, которыми должно обладать проектируемое изделие. При проектировании они играют роль директивных установок, которые должны быть выполнены. Требования могут выражаться либо количественно (например, может быть задан ресурс агрегата в часах), либо качественно (например, требование обеспечить максимальную жесткость фюзеляжа в зоне установки шпангоута).

В авиации исходными данными для разработки требований к агрегату в реальном проектировании являются **Авиационные правила**, **Нормы летной годности**, **Нормы прочности**, технические условия заказчика, материалы эскизного проектирования самолета. Все требования обычно делятся на функциональные, эксплуатационные, производственно-технологические и экономические требования.

Функциональные требования представляют собой перечень основных функций, выполняемых конструкцией ЛА, а также перечень свойств, без которых выполнение конструкцией функций невозможно. К функциональным требованиям относятся требования минимальной массы, необходимой прочности, жесткости и устойчивости конструкции, долговечности ее элементов, а также аэродинамические и компоновочные требования.

Ко многим конструкциям ЛА, и прежде всего – пассажирским самолетам, предъявляются высокие требования по ресурсу – до 50…70 тыс. часов. Значительное

внимание проблемам проектирования высокоресурсных конструкций уделено в книге [9]. Эти требования особенно трудно выполнить на самолетах с большой взлетной массой, так как рост абсолютных размеров самолета ведет к прогрессивному росту нагруженности планера. Поэтому для сохранения высокой эффективности авиационных конструкций, начиная примерно с 80-х годов, происходит отказ от разработки конструкций "*гарантированных от повреждений*" в пользу концепции разработки "*безопасно повреждаемых конструкций*". Этот переход нашел свое отражение в современных нормах прочности по усталости и ресурсу. В соответствии с новой концепцией в процессе эксплуатации допускается появление усталостных повреждений, гарантируется возможность их обнаружения до достижения критических (допустимых) размеров и сохраняется при этом достаточная остаточная прочность конструкции. Как правило, это требование к конструкции выдерживать эксплуатационную нагрузку при наличии регламентированного повреждения в ней, например длины трещины. Повышенный ресурс планера обеспечивается совокупностью различных мер: снижением нагрузок, выбором материалов, конструктивных решений, технологическими процессами изготовления деталей и сборки.

При разработке конструктивных решений особое внимание уделяется потенциальным концентраторам напряжений: поперечным стыкам, всевозможным вырезам, законцовкам стрингеров, местам приложения больших сосредоточенных сил, крайним крепежным точкам в швах.

Эксплуатационные требования регламентируют удобство, трудоемкость и периодичность обслуживания конструкции, определяют степень его ремонтопригодности.

Группа **производственно-технологических требований** включает в себя общие указания по материалам и технологии, определяет программу выпуска изделия в зависимости от его расчетного ресурса, задает требования к взаимозаменяемости агрегатов, количеству и расположению эксплуатационных и технологических разъемов, определяет степень преемственности конструкции. Следует иметь в виду, что с точки зрения минимума массы конструкции число эксплуатационных, конструктивных и технологических разъемов должно быть минимальным.

Производственно-технологические требования должны ориентировать конструктора на самое широкое применение передовых технологических процессов, повышение уровня механизации и автоматизации производства, использование недорогих и недефицитных материалов, максимальную стандартизацию и унификацию элементов конструкции, материалов и полуфабрикатов с целью уменьшения трудоемкости изготовления агрегатов, сокращения цикла сборки и сроков освоения производства. При этом следует учитывать

влияние технологичности производства изделия на его функциональные свойства, особенно на ресурс и надежность в эксплуатации.

Достаточно общим **экономическим критерием** объекта проектирования является относительный уровень эффективности самолета – отношение производительности самолета за все время его эксплуатации к суммарным затратам на всех этапах жизненного цикла продукта. Экономическая эффективность транспортных средств может также оцениваться себестоимостью перевозок, исчисляемой в рублях/тонно-километр, а военных – стоимостью выполнения боевой задачи.

Отметим, что все требования взаимосвязаны, а многие требования противоречат друг другу. Например, если сравнивать два варианта конструкции, то более легкая конструкция, как правило, оказывается менее технологичной и более дорогой в изготовлении. Изменение степени выполнения каждого требования в отдельности может либо улучшить, либо ухудшить качество изделия в целом. Поэтому задача конструктора – *найти наилучшее компромиссное решение, определить наиболее полную степень удовлетворения в проектируемом изделии каждого из требований с учетом предполагаемых конкретных условий производства*. Идеальной можно считать ситуацию, когда конструктор знает оптимальное решение, каким бы сложным оно не было в технологическом отношении, а также знает и цену, то есть увеличение массы при использовании более простого решения.

Заметим также, что понятие «сложная конструкция» достаточно относительное. Например, на 47-м международном аэрокосмическом салоне в 2007 году были продемонстрированы сложнейшие конструкции шпангоутов и окантовок вырезов, изготовленные литьем и с использованием станков с программным управлением. Причем фирмы-изготовители утверждают, что это экономически более выгодно: вместо десятков деталей – одна, крепеж – заклепки и болты – практически отсутствуют.

1.3 Парадигмы проектирования силовых конструкций

Первоначально проектирование конструкций ЛА базировалось, в основном, на интуиции и носило эвристический характер. В период от зарождения авиации и примерно до начала 30-х годов господствующим был метод "проб и ошибок". Справедливости ради нужно отметить, что в этот период были созданы весьма совершенные в весовом отношении ферменные и балочно-ферменные конструкции и предложены многие удачные технические решения, которые надолго вошли в практику самолетостроения как типовые [6]. Главной заслугой этого периода было создание большого числа ЛА с разнообразными схемами, размерами и конструкциями, что позволило накопить статистический материал и разработать "метод проектирования по прототипам" [10]. Сложившийся за

многие годы развития этого метода порядок проектирования конструкций ЛА, который можно назвать "традиционным", показан на рисунке 1.8.

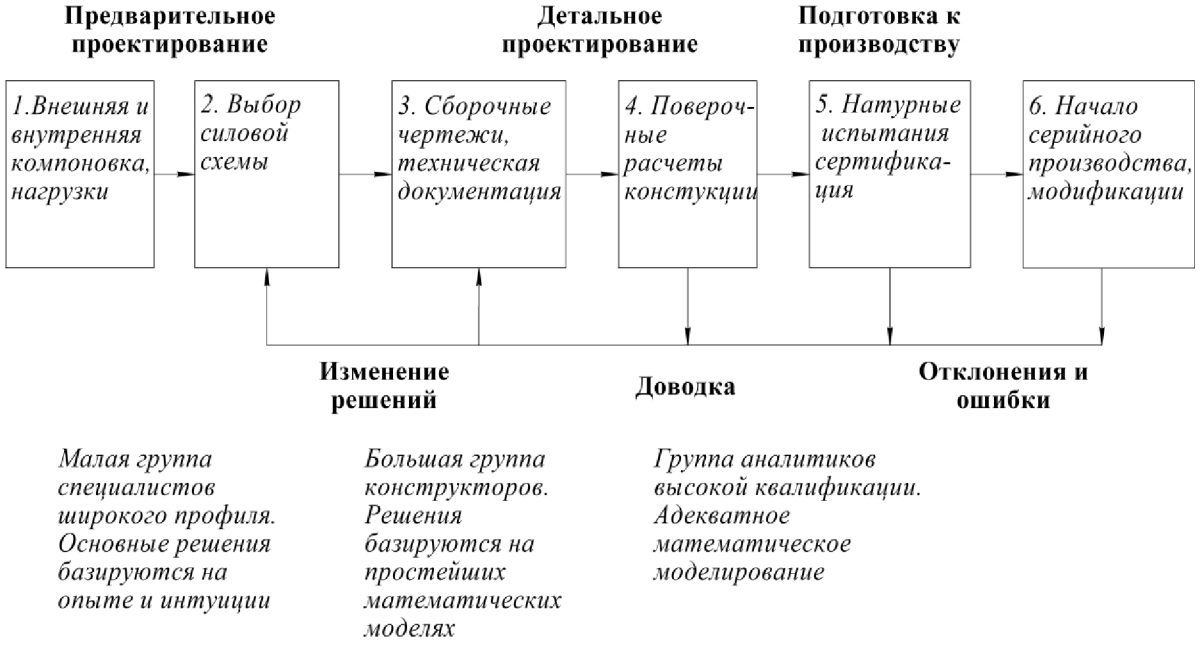


Рисунок 1.8 – Традиционный порядок проектирования конструкций ЛА

В сложившейся системе проектирования на заключительном этапе разработки, когда определен внешний вид ЛА, его конструкция, структура и параметры всех отдельных элементов, выполняется так называемые «*поверочные*» расчеты с использованием всех достижений в математическом моделировании в различных дисциплинах: аэродинамике, строительной механике, динамике полета и т.д. Как правило, эти расчеты идут параллельно с натурными испытаниями, при этом выявляются нарушения отдельных ограничений, и в конструкцию вносятся изменения. Этот процесс, называемый «доводками» довольно часто многократно повторяется. В итоге целевая функция, то есть качество проекта в целом, практически всегда ухудшается. Расходы времени и материальных ресурсов на этот этап разработки довольно часто становятся большей частью стоимости и времени разработки проекта от замысла до запуска изделия в производство.

Наиболее распространенным средством поверочных расчетов силовых конструкций является метод конечных элементов (МКЭ). Развитие и распространение МКЭ во многом обусловлено работами исследователей, занимающихся проектированием авиационной техники. Интерес авиационных специалистов к этому методу объясняется, с одной стороны, сложностью конструкций ЛА, а с другой стороны, повышенными требованиями к их весовому совершенству, прочности и ресурсу.

Ключевая идея МКЭ состоит [11] в том, что исследуемая конструкция моделируется совокупностью подобластей конечных размеров - конечными элементами с тем или иным числом узлов, расположенных на границах подобластей. Поведение каждого конечного

элемента характеризуется системой аппроксимирующих функций, описывающих с определенной степенью точности свойства реальной среды. Элементы соединяются между собой в узлах, к которым приводятся все внешние воздействия на конструкцию. Полное решение для такой конечно-элементной модели (КЭМ) исследуемого объекта получается путем удовлетворения во всех ее узлах условий равновесия и совместности деформаций.

Главные недостатки традиционного порядка проектирования:

1. На ранних стадиях проектирования концептуальные решения об облике ЛА, о размещении вырезов и стыков, о выборе силовой схемы планера решаются, как правило, интуитивно, на основе прототипов, в лучшем случае с анализом нескольких вариантов решений. Отыскание оптимального решения не гарантируется, и отклонение от оптимума может быть большим.

2. На стадии рабочего проектирования отдельных агрегатов ЛА назначение размеров силовых элементов конструкции производится по так называемым проектировочным расчётам. Обычно они сильно упрощены и недостаточно точны. В итоге поверочные расчёты и натурные испытания выявляют много ошибок и неточностей, устранение которых приводит к большому, трудно прогнозируемому увеличению общего календарного времени разработки изделия и стоимости проекта в целом.

Современные конструкции ЛА традиционных форм близки к исчерпанию своих аэродинамических и весовых характеристик, поэтому во всем мире ведется интенсивный поиск новых технических решений. Характерными примерами результатов такого поиска могут служить телескопические крылья, самолеты интегральной компоновки, крылья малого удлинения необычной формы, исследования, направленные на поиск рациональных подкреплений тонкостенных конструкций в зонах больших вырезов, другие инновационные работы для которых еще не накоплены статистические данные, необходимые для использования традиционной методики проектирования. Это обстоятельство приводит к появлению новой проектной парадигмы [5], суть которой состоит в использовании технологии "concurrent design"– "точного попадания", основанной на высокоточном математическом моделировании, рисунок 1.9.

Главные особенности этого порядка проектирования и его отличия от традиционного состоят в том, что уже на ранних этапах проектирования конструкторы и аналитики работают вместе и используют научно обоснованные методы анализа и оптимизации на основе ряда КЭМ с возрастающей подробностью описания конструкции.



Рисунок 1.9 – Проектирование конструкций ЛА на основе высокоточного математического моделирования

Важно заметить, что в традиционном подходе при выполнении поверочного расчета адекватность математической модели и конструкции обеспечивает аналитик, и иногда это очень трудная задача. В новом подходе эту адекватность обеспечивает в большой мере конструктор.

Новый подход использует математическое моделирование высокого уровня, начиная с ранних стадий проектирования. Определенный опыт, накопленный в этой области, позволяет говорить о существенном сокращении доводочных работ и изменении роли испытаний. Вместо основного средства для выявления ошибок проектирования испытания должны использоваться для подтверждения правильности проектирования. В этом и заключается главный смысл новой проектной парадигмы – попасть точно в цель!

Для успешной реализации новой проектной технологии необходимо обеспечить, в первую очередь, точность расчетов, которые позволяют разработчику выбрать оптимальную структуру и параметры создаваемого объекта. Эти расчеты и соответствующие модели можно назвать «*прогнозными*» или даже, более точно, «*предсказательными*». Технология "точного попадания" предполагает декомпозицию процесса проектирования ЛА на ряд последовательных оптимизационных задач.

1. Концептуальное проектирование. Выбирается принцип действия, компоновка и основные размеры изделия исходя из оптимизации главного критерия, связанного с его назначением. Например, для пассажирских самолетов это коэффициент топливной эффективности, который показывает, сколько граммов топлива будет затрачиваться на перевозку одного пассажира на один километр. Требование прочности конструкции на этом этапе учитывается через ее потребную массу.

2. Определение и минимизация нагрузок [12]. Строится система математических моделей для учета связи между податливостью конструкции, ее демпфирующими свойствами и нагрузками.

3. Оптимизация силовой схемы [13]. Строится специальная конечно-элементная модель (КЭМ-I), которая служит для генерации силовых схем из некоторого континуума – непрерывной упругой среды.

4. Выбор материалов с оптимизацией по механическим характеристикам, оптимизация внутренней структуры композиционных материалов.

5. Параметрическая оптимизация [14]. Строятся математические модели будущей конструкции (КЭМ-II), выражающие принятые решения по силовой схеме. С использованием различных методов проводится параметрическая оптимизация. Минимизируется теоретически необходимая масса силовой конструкции m_t. Конструкторам выдаются рекомендуемые сечения элементов конструкции и усилия в них.

6. Детальное проектирование. Выпускаются сборочные и детальные чертежи. Определяется реальная масса конструкции m_k и соответствующие коэффициенты полной массы φ [15], отражающие прирост массы конструкции относительно теоретической массы m_t за счет стыковочных и несиловых элементов, отклонений от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкции, а так же других условий, которые игнорируются при определении теоретической массы. Разрабатываются пути уменьшения φ.

7. Испытания, доработки, сертификация, начало серийного производства. Весь комплекс прочностных моделей используется для сокращения времени *T*, затрачиваемого на решение этого блока задач.

Характерной особенностью технологии "точного попадания" является использование высокоточных математических моделей практически на всех этапах разработки конструкции самолета. Поскольку создание таких моделей требует значительных затрат времени и труда высококвалифицированных специалистов, то при переходе на новую технологию проектирования полезно учесть следующие дополнительные соображения.

1. Создание континуальной КЭМ-I – едва ли не единственный путь для решения задачи структурной оптимизации. Кроме того, эта модель позволяет получить теоретическую оценку минимальной массы данной конструкции и, следовательно, обоснованно задать весовые лимиты для детального проектирования.

2. Тонкостенная КЭМ-II используется не только для параметрической оптимизации и информационного обеспечения детального проектирования. Эта модель оказывается очень полезной для быстрого анализа причин разрушений и отклонений в поведении конструкции, наблюдаемых в натурных испытаниях ее в целом или по частям. Далее по жизненному циклу изделия эта модель может многократно использоваться для анализа допустимости производственных отклонений и их парирования, а также для внесения изменений в конструкцию при ее модификации, при рассмотрении вопросов, связанных с оценкой и продлением ресурса. Короче говоря, подробная конечно-элементная модель должна сохраняться и поддерживаться на протяжении всего жизненного цикла изделия. При этом она быстро окупает затраты на свою разработку за счет сокращения времени, затрачиваемого на решение перечисленных задач. Заметим также, что разработка КЭМ-II до выпуска чертежей (см. рисунок 1.9, блок 3) значительно легче, чем создание модели аналогичной подробности по уже готовым чертежам для поверочных расчетов в традиционном порядке проектирования (см. рисунок 1.8, блок 4).

3. Разработка и использование системы математических моделей для описания условий функционирования машин на ранних стадиях проектирования - операция наиболее трудоемкая и требующая очень высокой квалификации исполнителей. Для оценки экономической целесообразности этой работы нужно учесть, что ошибки в задании нагрузок порождают наиболее длинный цикл доводочных работ - возврат из блока 5 в блок 2 (см. рисунок 1.8). Кроме того, такая модель может помочь найти пути снижения нагрузок.

Одной из первых систем для осуществления рассмотренного выше подхода к проектированию конструкций ЛА является система РИПАК (Расчет И Проектирование Авиационных Конструкций), получившая широкое промышленное распространение [16]. Система использовалась при проектировании конструкций многих ЛА, в том числе самолетов Ту-144, Ту-154, Ту-204, Бе-30, М-55, М-60, Ил-76, Ил-86, Ил-96.

Реализация проектной технологии точного попадания, как производственный процесс, должна быть комплексной и обеспечивать получение достоверных результатов на всех этапах жизненного цикла разработки изделия. Поскольку в этой технологии ключевая роль отводится математическому моделированию, то все исходные данные и модели должны подвергаться контролю с помощью известных и специально разрабатываемых тестов. Это касается, прежде всего, моделей функционирования. Например, программа расчета для аэродинамических характеристик крыла, предполагающая малые дозвуковые скорости и малые углы атаки, может быть «нечаянно» применена для околозвуковых скоростей и углов атаки больше критического. Если в программе нет автоматической блокировки, то результаты будут получены, но они будут ошибочными. Вообще, это очень серьезный

вопрос. При проектировании конструкций всегда необходимо уделять особое внимание адекватности используемых моделей.

Другой аспект проекта, который нуждается в контроле по мере его выполнения, это достижение запланированного результата, так как цель проектирования не просто получение работоспособного изделия, а получение в некотором смысле оптимального результата. При разработке сложной техники неопределенности раскрываются постепенно, и в этом процессе возможен и целесообразен промежуточный контроль тех характеристик, которые существенно влияют на конечный результат, на целевую функцию. В самолетостроении такими контролируемыми характеристиками могут быть аэродинамическое сопротивление и масса отдельных частей. Их целесообразно задавать в виде определенных лимитов. В качестве примера можно назвать систему весовых лимитов и весового контроля в самолетостроении [17]. При разработке лимитов, а это фактически контрольные показатели качества проекта, удобно использовать научно обоснованные пределы достижимого. Несмотря на приоритет многодисциплинарной оптимизации для поддержки реального проектирования, определенное значение имеют и монодисциплинарные исследования с различными, отдельно взятыми критериями оптимальности. Ценность таких исследований состоит в том, что они дают оценки предельно достижимых результатов в идеальных условиях, и сравнение их с результатами многодисциплинарной оптимизации может дать полезную информацию для поиска других подходов к решению поставленной задачи, изменению граничных условий, принятой топологической схемы и т.п. Примером может служить задача об оценке минимальной массы конструкции для передачи определенной нагрузки, занимавшая многих ученых на протяжении всей истории строительной механики и нашедшая применение в разработке теории весового анализа конструкций. Подобным образом знание предельных значений достижимого аэродинамического качества для различных конфигураций крыла может быть решающим при выборе аэродинамической схемы ЛА. Знание пределов совершенства отдельных компонентов сложного технического устройства имеет в проектировании ЛА особое значение, так как каждый из них вносит свой «вклад» в его главную техническую характеристику – взлетную массу. Кавычки здесь использованы по той причине, что чем меньше «вклад», тем лучше проект! И если по ходу проекта выявляется опасность выхода за лимит, то необходим поиск новых технических решений: другая схема, другой материал и т.д.

Для выполнения рассмотренных двух видов контроля на ряде проектных организаций созданы независимые подразделения.

2 ОСНОВЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

2.1 Использование принципов системного подхода в проектировании

Современная парадигма проектирования конструкций ЛА предполагает разработку изделий на основе системного подхода. В основе этого подхода лежит рассмотрение объекта как системы: комплекса взаимосвязанных элементов. Причем в качестве системы может рассматриваться не только объект проектирования, но и средства его разработки.

Основные принципы системного подхода [3]:

- *целостность*, позволяющая рассматривать систему как нечто целое, противостоящее окружающей среде. Представление о целостности системы конкретизируется через учет связей между элементами. Мощности современных вычислительных комплексов позволяют оперировать с математическими моделями изделия в целом, в которых возможен учет влияния отдельных агрегатов друг на друга, например, учет совместных деформаций несущих поверхностей и фюзеляжа;
- *структуризация*, позволяющая анализировать элементы системы и их взаимосвязи в рамках конкретной структуры – определяемой устойчивыми связями упорядоченности системы. Обычно процесс функционирования системы обусловлен не только свойствами ее отдельных элементов, но и свойствами самой структуры;
- *иерархичность строения*, то есть наличие множества элементов, расположенных на основе подчинения элементов низшего уровня элементам высшего уровня;
- *множественность*, позволяющая использовать множество различных по типу и подробности математических моделей для описания отдельных элементов и системы в целом.

Система автоматизированного проектирования (САПР) – организационно-техническая система, реализующая информационную технологию выполнения функций автоматизированного проектирования изделия и подготовки производства. Понятие «автоматизированное проектирование» подразумевает участие в этом процессе человека. При этом автоматическими, то есть выполняемыми без участия человека, являются только некоторые проектные операции и процедуры.

Цель создания и применения САПР – повышение эффективности труда инженеров. Для достижения этой цели решаются следующие основные задачи:

- сокращаются сроки проектирования конструкций;
- повышается качество и технико-экономический уровень принимаемых проектных решений;

▪ снижаются затраты на протяжении жизненного цикла изделия.

Составными частями САПР являются *подсистемы*, обладающие, в свою очередь, всеми свойствами систем. Согласно ГОСТ 23501.101-87, каждая подсистема – это выделенная по некоторым признакам часть САПР, обеспечивающая выполнение некоторых функционально-законченных последовательностей проектных операций с получением соответствующих проектных решений и проектных документов. По назначению подсистемы САПР делятся на *проектирующие* и *обслуживающие*.

Проектирующие подсистемы САПР – это объектно-ориентированные подсистемы, реализующие определенный этап проектирования или набор взаимосвязанных проектных операций. Примерами проектирующих подсистем могут служить подсистемы геометрического моделирования пространственных конструкций, анализа напряженно-деформированного состояния упругих систем.

Обслуживающие подсистемы – это объектно-независимые подсистемы, обеспечивающие функционирование проектирующих подсистем, подготовку, передачу и вывод данных, сопровождение программного обеспечения. Их совокупность называется системной средой или оболочкой САПР. К обслуживающим подсистемам относятся подсистемы управления проектными данными, подсистемы графического ввода-вывода, системы управления базами данных, обучающие подсистемы, предназначенные для освоения пользователями приемов и технологий, реализованных в САПР.

2.2 Компоненты САПР

Каждая подсистема САПР, в свою очередь, состоит из компонентов, обеспечивающих функционирование подсистемы. *Компонент* выполняет определенную функцию в подсистеме. Совокупность однотипных компонентов образует *средство обеспечения* САПР. Выделяют следующие виды обеспечения САПР [18]:

Техническое обеспечение – совокупность связанных и взаимодействующих технических средств – ЭВМ, периферийных устройств, сетевого оборудования, линий связи, измерительных средств.

Математическое обеспечение, объединяющее математические методы, модели и алгоритмы, используемые для решения задач автоматизированного проектирования.

Программное обеспечение, которое подразделяется на общесистемное и прикладное. Общесистемное программное обеспечение предназначено для управления компонентами технического обеспечения и обеспечения функционирования прикладных программ,

например, общесистемным программным обеспечением является операционная система. Прикладное программное обеспечение реализует математическое обеспечение для непосредственного выполнения проектных процедур. Включает пакеты прикладных программ, предназначенные для обслуживания определенных этапов проектирования или решения групп однотипных задач на различных этапах.

Информационное обеспечение – совокупность данных, необходимых для решения задач проектирования. Состоит из совокупности данных об изделии, описания стандартных проектных процедур, типовых проектных решений, данных о комплектующих изделиях, правил и норм проектирования. Основная часть информационного обеспечения САПР содержится в базах данных.

Лингвистическое обеспечение – совокупность языков, используемых в САПР для представления информации о проектируемых объектах проектирования, осуществления диалога проектировщик-ЭВМ и обмена данными между техническими средствами САПР. Включает термины, определения и формализованные языки.

Методическое обеспечение – описание технологии функционирования САПР, методов выбора и применения пользователями технологических приемов для получения конкретных результатов. Включает в себя теорию процессов функционирования проектируемых объектов, методы анализа и методики проектирования.

Организационно-административное обеспечение – совокупность документов, определяющих структуру объекта и состав проектной организации, связь между подразделениями, деятельность в условиях функционирования системы, форму представления результатов проектирования. К организационно-административной подсистеме относятся штатные расписания, должностные инструкции, правила эксплуатации, приказы, положения.

Для классификации программных приложений и средств автоматизации по целевому назначению в САПР используется ряд следующих устоявшихся англоязычных терминов:

- *CAD* (*computer-aided design*) – средства автоматизированного проектирования, предназначенные для автоматизации геометрического проектирования, создания конструкторской и технологической документации;
- *CAE* (*computer-aided engineering*) – средства автоматизации инженерных расчетов, моделирования физических процессов при функционировании объектов проектирования. При использовании этих средств автоматизации осуществляется статический и динамический анализ и оптимизация параметров изделий;
- *CAM* (*computer-aided manufacturing*) – средства автоматизации технологической подготовки производства изделий, которые обеспечивают, в частности, автоматизацию

программирования оборудования с ЧПУ и управления гибкими автоматизированными производственными системами.

Некоторые САПР совмещают в себе решение задач, относящихся к различным аспектам проектирования CAD/CAE/CAM. Такие системы называются интегрированными.

В последнее время во многих сферах инженерной деятельности, связанных с САПР, стали использоваться словосочетания типа: «Виртуальный самолет», «Виртуальный двигатель» и т.д. без какого-либо соглашения о том, что следует понимать под этими терминами. То ли компьютерные геометрические модели, то ли нечто большее. Термин еще не устоялся. На наш взгляд в проектировании его можно определить следующим образом. *Виртуальное изделие – это система математических моделей, которая позволяет провести оптимизацию параметров, спроектировать и построить изделие и дать ответы на все вопросы о его поведении в условиях функционирования.*

2.3 Проектные процедуры в автоматизированном проектировании

Постановка и решение оптимизационных задач, на наш взгляд, является сущностью процесса проектирования. На рисунке 2.1 показана блок-схема решения проектных задач с использованием рекомендаций системного анализа и основных положений нелинейного математического программирования.

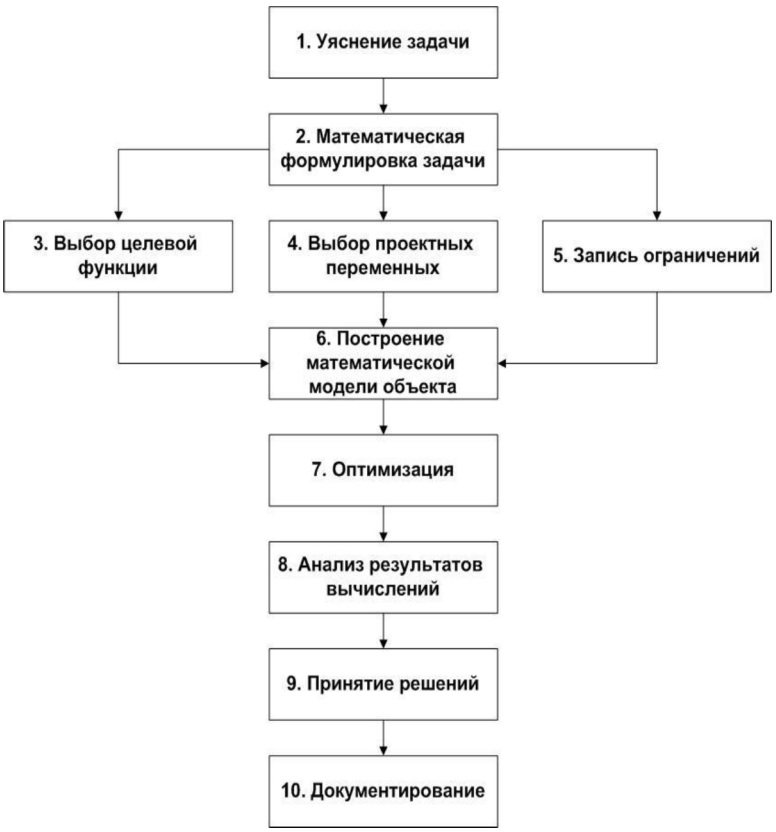


Рисунок 2.1 – Блок-схема решения проектных задач

В блоке 1 ищется ответ на два основных вопроса [3]: «С чем имеем дело?» и «Чего хочет заказчик или мы сами в связи с данной задачей?». Под *математической моделью* объекта проектирования в блоке 6 следует понимать *совокупность расчетных методов, алгоритмов и программ, а также экспериментальных данных и другой дополнительной информации, которые позволяют вычислить значение целевой функции в любой точке пространства проектных переменных и ответить на вопрос: «Принадлежит ли эта точка к области допустимых проектов?»* То есть, позволяют оценить – выполняются ли в этой точке все ограничения на проект. В блоках 8 и 9 специалисты принимают трудно формализуемые решения по проекту на основе результатов оптимизации. В блоке 10 принятые решения доводятся до твердотельных моделей и всех необходимых описаний. Здесь же необходимо сделать одно очень важное замечание. Математическая модель, разрабатываемая в блоке 6, должна быть *работоспособной* и *достоверной* во всем диапазоне изменений проектных переменных. В противном случае, должны быть наложены ограничения на пределы изменения проектных переменных, внутри которых математическая модель может давать достоверный результат. Поясним сказанное примером из истории становления метода конечных элементов. В ОКБ имени А. Н. Туполева талантливым инженером Глезером В. Л. был разработан «Комплекс программ расчета крыльев» – весьма эффективный для вычислительной техники своего времени. Среди упрощений, которые использовались в программе для моделирования крыльев, было предположение о малости углов наклона панелей обшивки к срединной поверхности крыльев и, соответственно, косинус этого угла принимался равным единице, а синус – величине угла в радианах. Комплекс программ был настолько удобен для конструкторов, что его стали применять и не по назначению. Например, для расчета фюзеляжей в зоне вырезов, что конечно, порождало серьезные ошибки, хотя картины деформаций и напряжений имели «правдоподобный» вид.

Проектирование любой технической системы сопровождается множеством расчетов, которые выполняют инженеры. Эти расчеты целесообразно разделить на две группы. К группе «*анализа*» относятся задачи, в которых все решения относительно создаваемого объекта приняты и требуется определить свойства этого объекта: значение целевой функции и значения характеристик, на которые накладываются ограничения. Например, значения напряжений в конструкции для того, чтобы вынести суждение о том, разрушится она под воздействием внешней среды или нет и т.п. Эти знания нужны для того, чтобы проверить выполнение ограничений, которые накладываются на функционирование объекта проектирования, и вынести суждение – находится ли точка в пространстве проектных переменных в области допустимых проектов и каково значение целевой функции. С

методологической точки зрения особенность задачи анализа состоит в том, что если отсутствуют надежные методы проверки ограничений, то объект с выбранными параметрами может быть построен и испытан физически. В реальной практике такие задачи решаются с помощью математического моделирования и сопровождаются натурными экспериментами для проверки как результата проектирования, так и достоверности тех моделей, которые используются для описания объекта проектирования.

Задачи второго типа, которые связаны с выбором оптимальных структуры и параметров создаваемого объекта, принято называть «*синтезом*». Особенность этих задач состоит в том, что во многих случаях структурная оптимизация пока остается в большой мере прерогативой творческих способностей человеческого ума. Кроме того, оптимальность предлагаемых решений не может быть проверена физическим экспериментом, так как физическим экспериментом можно проверить только правильность вычислений целевой функции и свойств объекта, связанные с выполнением ограничений.

В последующих разделах рассматриваются особенности математического обеспечения проектирования конструкций ЛА при решении задач анализа и синтеза.

3 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ АНАЛИЗА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ

3.1 Виды математических моделей

Постоянно возрастающая сложность конструкций ЛА и необходимость сокращения сроков их разработки при обеспечении разнообразных требований стимулируют внедрение методов автоматизированного проектирования, использующих высокоточные математические модели создаваемых объектов. Для анализа проектных решений используются следующие виды математических моделей конструкций ЛА:

- геометрические, содержащие пространственное описание объектов проектирования и их элементов;

- модели функционирования объектов: упругие, аэродинамические, инерционные, термодинамические и т. д.;

- производственные, отражающие условия изготовления конструкций.

Современные вычислительные средства дают практически безграничные возможности для использования достаточно мелких сеток в численных методах решения задач механики деформируемого твердого тела и аэрогидродинамики, которые характерны для различных отраслей машиностроения. На сегодняшний день в проектной практике используются сетки с числом конечных элементов более 10^6 в расчетах конструкций и более 10^7 конечных объемов в задачах аэродинамики. Причем с такими параметрами решаются не только статические задачи, но и динамические, включая ударное разрушение [19]. При такой свободе в выборе размерности решаемых задач у проектанта и поддерживающего его аналитика появляется возможность отказаться от ряда упрощающих гипотез в моделировании конструкций, которые для определенных геометрических параметров объекта проектирования могут давать очень высокую точность, но для других давать ошибочные результаты. Например, в расчетах тонкостенных авиационных конструкций используются в основном три типа элементов: мембранный, чисто сдвиговой и пластина с изгибной жесткостью. Каждый из них дает достаточно верные результаты для определенных соотношений размеров элемента в плане и его толщины. Если решается только задача анализа определенной конструкции, то расчетчик выбирает при ее моделировании наиболее подходящий тип элемента. Но если решается задача оптимизации, то эти геометрические соотношения в различных частях проектируемой конструкции заранее не известны. Поэтому в таких задачах целесообразно отдавать предпочтение более универсальным элементам и использовать нелинейный подход. В расчетах конструкций такими конечными элементами являются трехмерные тела (solid). При использовании достаточно мелких сеток из них можно «набрать» практически любую

конструкцию. Наши собственные исследования адекватности таких элементов с использованием специальных тестов дали по каждому из них положительные результаты. Конечно, при использовании трехмерных сеток возникают определенные трудности по интерпретации результатов, но они представляются вполне преодолимыми.

Проектирование по технологии с использованием высокоточного математического моделирования целесообразно использовать на всех этапах разработки изделия от выбора его концепции и внешнего облика до проектирования деталей. На рисунке 3.1, *а* ,*б* показана аэродинамическая и прочностная модели самолета перспективной конфигурации для оптимизации геометрических параметров крыла. На рисунке 3.2, *а, б* показаны соответственно результаты расчета поверхностных нагрузок и величин эквивалентных напряжений в конструкции крыла.

На рисунке 3.3 показана процедура топологической оптимизации сложной детали – «качалки» – для системы управления самолетом.

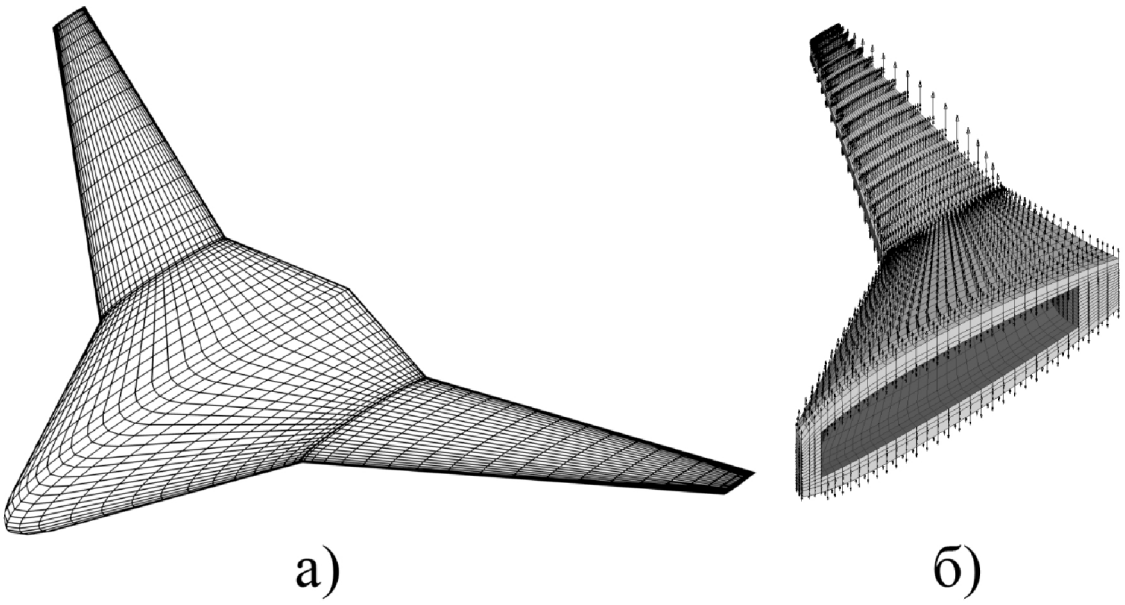


Рисунок 3.1 – Аэродинамическая и прочностная модели самолета

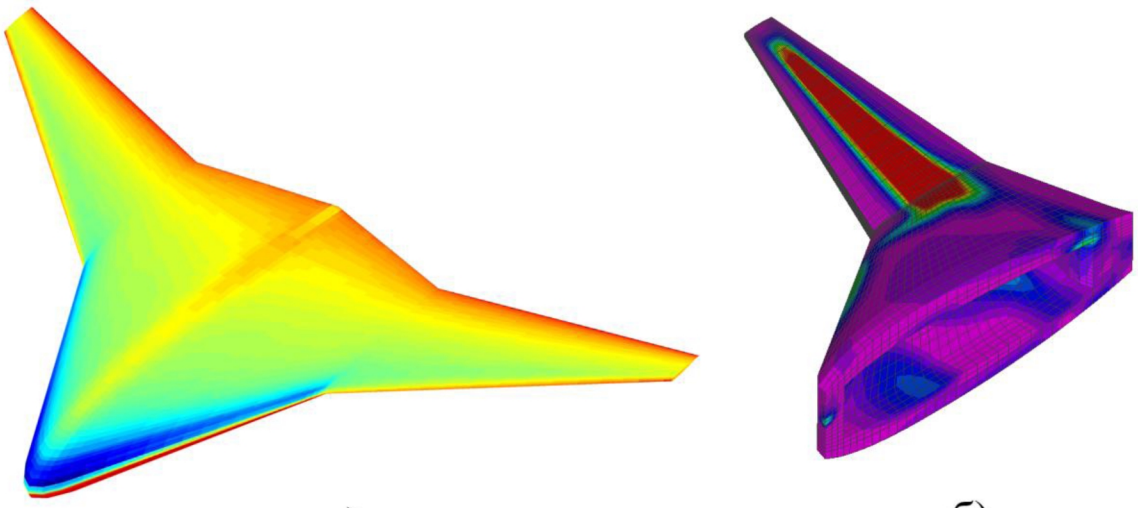


Рисунок 3.2 – Результаты расчета поверхностных нагрузок и величин эквивалентных напряжений в конструкции крыла

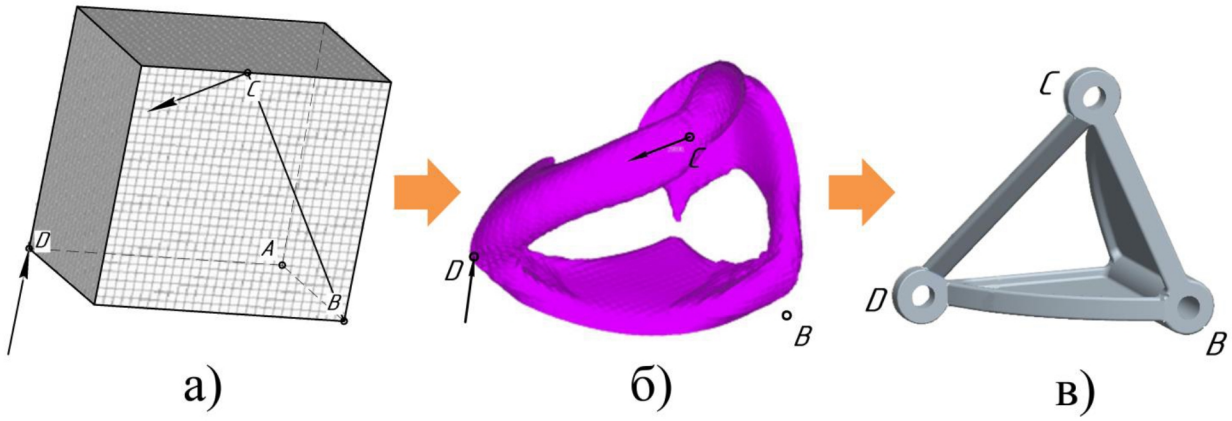


Рисунок 3.3 – Топологическая оптимизация «качалки»

Сложность этой проектной задачи состоит в том, что известными являются только ось вращения детали A-B и точки приложения сосредоточенных сил C и D, лежащих в параллельных плоскостях. Поэтому, деталь неизбежно должна быть трехмерной. На рисунке 3.3*а* показано постановка задачи и разбиение на конечные элементы тела переменной плотности, которое потенциально включает в себя все возможные конфигурации проектируемой детали. На рисунке 3.3*б* показано распределение плотностей материала после оптимизации по специальному алгоритму. Принятое решение по конструкции детали показано на рисунке 3.3*в*.

3.2 Использование моделей МКЭ

В конце XX века МКЭ стал основным средством в проектных организациях для исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) как отдельных деталей и агрегатов, так и всего планера в целом. Метод конечных элементов обладает следующими достоинствами, определяющими его лидирующее положение среди математических средств анализа конструкций ЛА:

-позволяет исследовать конструкции со сложными геометрическими формами;

-допускает практически любые граничные условия, например, сосредоточенные и распределенные нагрузки, заданные значения узловых перемещений, упругие и абсолютно жесткие связи между элементами [19];

-дает возможность одновременно использовать элементы различного типа и строить модели, содержащие такие разнородные структуры, как стержни, пластины, оболочки, объемные трехмерные тела;

-имеет потенциальную возможность повышения точности решения путем измельчения конечно-элементной сетки или увеличения числа степеней свободы отдельных элементов [11];

-развивает все этапы анализа конструкции с помощью аппарата матричной алгебры, что позволяет эффективно хранить и обрабатывать информацию о модели [20].

В настоящее время известно несколько подходов к построению конечно-элементных уравнений (соотношений). Наибольшее распространение получили варианты, использующие энергетические (вариационные) принципы [11, 20]. В зависимости от типа вариационной постановки различают следующие разновидности реализации конечных элементов: метод перемещений, метод сил, гибридный метод и смешанный метод.

Метод перемещений основан на принципе минимума полной потенциальной энергии. Неизвестными при этом являются перемещения конечного элемента, а основные уравнения записываются с использованием матрицы жесткости. С помощью метода перемещений обычно получается совместная модель конечного элемента.

Метод сил (напряжений) базируется на принципе минимума дополнительной энергии. В качестве неизвестных принимаются силовые факторы, и основные соотношения для элемента получаются в виде матрицы податливости. Этот метод приводит, как правило, к равновесным моделям конечных элементов.

Гибридный и смешанный методы характеризуются применением двух независимых аппроксимирующих полей. В гибридном методе применяются обобщенные (модифицированные) принципы минимума потенциальной или дополнительной энергии.

НДС внутри элемента аппроксимируется одним полем (перемещений или напряжений), а на границе конечного элемента задается другое. В зависимости от вида основных неизвестных получается матрица жесткости или матрица податливости.

Смешанный метод отличается одновременным заданием поля перемещений и поля напряжений по всей области элемента. При этом в набор неизвестных включают как перемещения, так и напряжения. Основой этого варианта обычно является смешанный энергетический принцип Рейсснера, который приводит к смешанной матрице элемента.

Основные особенности перечисленных методов построения конечных элементов, их преимущества и недостатки содержатся в работах [11, 20, 21]. Вариант, базирующийся на принципе полной потенциальной энергии, при реализации МКЭ является преобладающим. Преимущества метода перемещений связаны с его универсальностью и простотой алгоритмизации.

В этом методе перемещения узлов конечно-элементной модели $\{u\}$ под действием приложенной нагрузки $\{P\}$ и соответствующее им распределение внутренних усилий и напряжений в конструкции находятся в результате решения системы алгебраических уравнений следующего вида:

$$[K]\{u\} = \{P\}, \tag{3.1}$$

где $[K]$ - матрица жесткости конструкции, получаемая на основе суммирования матриц жесткости конечных элементов.

Если элементы конструкции не теряют устойчивость и деформируются в пределах упругости, то все коэффициенты матрицы жесткости $[K]$ не зависят от нагрузки $\{P\}$. Кроме того, если предположить, что перемещения конструкции не влияют на нагрузки $\{P\}$ и жесткость конструкции $[K]$, то соотношения (3.1) представляют собой систему линейных уравнений.

Если в некоторых элементах конструкции возникают пластические деформации или для адекватного определения параметров НДС необходимо учитывать влияние перемещений конструкции на нагрузки $\{P\}$ и жесткость конструкции $[K]$, то соотношения (3.1) представляют собой систему нелинейных уравнений.

Применение матричного исчисления для представления расчетных алгоритмов обеспечили возможность широкого применения вычислительной техники для реализации МКЭ. К настоящему времени в проектных и исследовательских организациях большое распространение получили пакеты программ, обладающие высокой степенью автоматизации всех этапов МКЭ и способные решать различные проблемы механики конструкций (МКЭ-

системы). Наиболее распространенными МКЭ-системами являются ANSYS, NASTRAN, ABAQUS. В России разрабатывается и развивается система ЛЭГАК-ДК.

Несмотря на многообразие систем, построенных с использованием МКЭ, в структуре каждой из них можно выделить ряд общих частей (блоков) [21], основными из которых являются: ВВОД, РЕШЕНИЕ, ВЫВОД, КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНАЯ БАЗА. Назначение указанных частей определено в их условных названиях:

ВВОД – выполняет задание всей исходной информации о расчетной модели;

РЕШЕНИЕ – вычисляет неизвестные задачи путем составления, и решения соответствующих алгебраических уравнений;

ВЫВОД – доставляет пользователю информацию о результатах расчета;

КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНАЯ БАЗА – определяет процедуры реализации различных конечных элементов. Этот блок часто называется библиотекой конечных элементов (БКЭ). Работоспособность и эффективность МКЭ-системы существенным образом зависит от количественного и качественного содержания БКЭ. Основной функцией конечно-элементной базы являются построение соотношений, отражающих свойства конечных элементов.

Конструкции ЛА представляют собой совокупность большого числа всевозможных структур самой разнообразной формы, соединенных непрерывным или дискретным образом. Для них характерно наличие нерегулярностей (вырезов и усилений), сложных соединений различных узлов и агрегатов. Основные агрегаты состоят из тонкостенных структур: панелей обшивки, лонжеронов, нервюр, шпангоутов, стрингеров и т. д. Однако имеются и толстостенные детали, предназначенные, в частности, для передачи воздействия локальных сил на основную несущую конструкцию. Для описания многообразия конструктивных деталей и полного воссоздания геометрического и физического образа реального объекта БКЭ должна содержать элементы с деформированным состоянием любого вида: мембранным, изгибным, мембранно-изгибным, объемным.

Для обеспечения процесса проектирования конструкций ЛА в структуру БКЭ целесообразно включать конечные элементы двух групп – элементы общего назначения (ЭОН) и элементы целевого назначения (ЭЦН). Такая структура БКЭ, например, реализована в МКЭ-системе РИПАК [16].

Элементы общего назначения используются для аппроксимации любой области конструкции, НДС которой представляется определенной аналитической моделью, имеющей в пределах области постоянные или плавно меняющиеся параметры: стержнем, пластиной, оболочкой, объемным телом.

С момента возникновения МКЭ разработано множество вариантов конечных элементов, предназначенных для идеализации различных частей конструкции. В зависимости от вида НДС в моделируемой области, все многообразие элементов можно свести к следующим основным классам [11, 20, 22]:

- элементы ферменных стержней, представляющие собой осевые элементы с растягивающими и сжимающими нагрузками;
- элементы изгибаемых стержней, служащие для описания стержней при изгибном нагружении;
- элементы мембранных (плосконапряженных) пластин, моделирующие плоские пластины с тангенциальными (мембранными) усилиями;
- элементы изгибаемых пластин, идеализирующие плоские пластины при воздействии нормальных (из плоскости) нагрузок;
- элементы оболочек, моделирующие искривленные поверхности произвольной формы;
- элементы объемных (трехмерных) тел, предназначенные для аппроксимации структур с трехосным напряженным состоянием;
- осесимметричные элементы, созданные для, задания структур частного вида - осесимметричных оболочек и объемных тел.

Кроме того, существуют и другие конечные элементы, которые трудно отнести к определенному классу. В частности, это элементы, имитирующие сосредоточенные связи между узлами, элементы с численно заданными соотношениями, элементы, моделирующие различные особенности, например, трещины в панелях конструкции.

В каждом классе можно выделить различные типы конечных элементов, которые отличаются между собой количеством и расположением узлов, набором степеней свободы, видом аппроксимирующих функций и другими особенностями.

Элементы целевого назначения – это специальные элементы, предназначенные для адекватного отображения наиболее типичных фрагментов конструкции: зоны обшивки, подкрепленной ребрами, участка лонжерона между нервюрами, трехслойной панели и т.д. Наличие таких элементов позволяет учитывать особенности конструкции, упростить подготовку данных, а также представить результаты расчетов в виде, наиболее пригодном для их анализа. По своей структуре каждый ЭЦН является составным элементом, объединяющим несколько ЭОН различного класса, с заданными связями и специфическими свойствами. В связи с тем, что ЭЦН описывают целые фрагменты изделия, они, как правило, обеспечивают адекватность представления стенки лонжерона или балки, а также

заполнителя трехслойной панели по экономичной схеме дискретизации, при которой в одном из направлений (по высоте или толщине) используется лишь один конечный элемент.

Как следует из первой главы, обеспечение процесса проектирования конструкций ЛА требует проведения расчетов напряженно-деформированного состояния на КЭМ различных уровней, начиная с вариантов относительно простых моделей всего изделия, затем на более подробных и уточненных моделях основных агрегатов и, наконец, на КЭМ повышенной сложности для отдельных узлов и деталей.

При этом БКЭ должна выполнять, по существу, роль своеобразного технического языка [13] для описания конструкций, который предоставляет широкие возможности для проектировщиков и в значительной мере ограничивает появление неточностей и ошибок при учете силовой работы отдельных частей изделия.

Модели разных уровней имеют специфическое назначение и требуют, в принципе, использования различных типов конечных элементов. КЭМ первого уровня должна выявить на ранних стадиях проектирования основные качественные особенности работы конструкции и обеспечить выбор рациональной силовой схемы из нескольких вариантов. Важнейшая задача при этом – определение генеральных путей передачи сил. Поэтому для рассматриваемого уровня требуются конечные элементы, позволяющие уменьшить общий объем исходной информации по модели и представить результаты вычислений в интегральной форме, наиболее приемлемой для структурной оптимизации. Практика моделирования реальных силовых конструкций показывает, что в этом случае большой эффект дает применение специальных "проектировочных" элементов [16]. В качестве примера такого конечного элемента можно назвать элемент для проектирования конструкций крыльев [21], который представляет собой трехслойную пластину переменной толщины с изотропными обшивками и сдвиговым заполнителем. Создание подобных элементов позволяет легко описывать целые участки основных агрегатов самолета по экономичной схеме идеализации.

КЭМ второго уровня полностью определяет силовую схему изделия и учитывает ее особенности, например, концентраторы напряжений. На этом этапе определяется оптимальное распределение материала в конструкции, для чего осуществляются многократные расчеты НДС всех ее агрегатов. Наряду с этим, КЭМ-II является основой для проведения поверочных расчетов. Поэтому степень подробности такой модели должна быть выше по сравнению с КЭМ-I. При создании КЭМ-II также уместно использование специальных конечных элементов, которые описывают типовые силовые участки конструкции: шпангоуты, лонжероны, подкрепленные панели.

Наконец, КЭМ третьего уровня служат для тщательной идеализации наиболее ответственных деталей и зон изделия. Важное обстоятельство, влияющее на выбор конечных элементов при детальном проектировании, заключается в том, что исследуемые зоны часто имеют НДС со значительными градиентами деформаций и напряжений. Отсюда вытекает требование: располагать элементами с усложненной геометрической формой и с аппроксимирующими функциями более высокого порядка. При этом следует учитывать, что на данном этапе может рассматриваться отдельная деталь, а не весь агрегат или изделие, поэтому проблема вычислительных затрат не стоит так остро, как в КЭМ-II.

Отметим, что изложенный дифференцированный подход к выбору конечных элементов для различных уровней КЭМ обусловлен не только экономическими соображениями, но и тем обстоятельством, что исходные данные на начальных стадиях проектирования, например, нагрузки и распределенные массы обычно имеют невысокую точность. В процессе проектировочных расчетов эти данные уточняются, и появляется целесообразность использования более сложных элементов.

3.3 Изопараметрическая концепция

Построение конечных элементов в варианте перемещений основано на задании закона изменения перемещений – поля перемещений по области элемента. Этот закон может быть представлен двумя основными способами [11, 20]: с помощью полиномиальных рядов, коэффициентами которых являются обобщенные параметры, и функциями формы, непосредственно связанными с узловыми степенями свободы конечного элемента.

Использование рядов сопряжено с необходимостью обращения матрицы, составленной из координат всех узлов элемента, поэтому этот способ применяется только для простейших типов конечных элементов. Поэтому основным вариантом задания поля перемещений является его аппроксимация той или иной совокупностью заданных функций формы.

Подход к построению конечных элементов, в котором геометрические характеристики элемента описываются такими же функциями формы, что и перемещения, называется изопараметрическим. Основными достоинствами изопараметрических элементов являются совместность их функций форм и возможность описания криволинейных границ. Первое свойство обеспечивает конечность деформаций на границах между элементами и гарантирует сходимость решений [11], а второе – позволяет разрабатывать математические модели объектов с произвольной конфигурацией.

Математическая модель изопараметрических элементов использует следующие векторные величины:

- вектор прямоугольных координат $\{r\}=\{r_1 \dots r_g\}$, где g - размерность пространства (прямоугольной декартовой системы координат), $1 \le g \le 3$;

- вектор криволинейных координат $\{p\}=\{p_1 \dots p_m\}$, где m - размерность элемента (криволинейной естественной системы координат), $1 \le m \le 3$;

- вектор поля перемещений (обобщенных перемещений) в декартовой системе координат $\{\delta\}=\{\delta_1 \dots \delta_d\}$, где d – число компонентов поля перемещении, $1 \le d \le 6$.

Используются следующие местные прямоугольные системы координат, представленные на рис. 3.4:

x - в ферменном стержне, ось x направлена по оси стержня;

xy - в мембранной пластине, оси x и y расположены в плоскости пластины;

xz - в изгибаемом стержне, ось x совпадает с осью стержня, ось z расположена в плоскости изгиба;

xyz - в изгибаемой пластине, оси x и y совмещены со срединной плоскостью пластины, ось z нормальна этой плоскости

xyz - в объемном теле, ориентация осей x, y, z относительно элемента, в принципе, произвольна.

Независимыми составляющими поля перемещений в местных системах координат являются:

u - для ферменного стержня ($m=1$, $d=1$);

u, v - для мембранной пластины ($m=2$, $d=2$);

w, ψ - для изгибаемого стержня ($m=1$, $d=2$);

w, φ, ψ - для изгибаемой пластины ($m=2$, $d=3$);

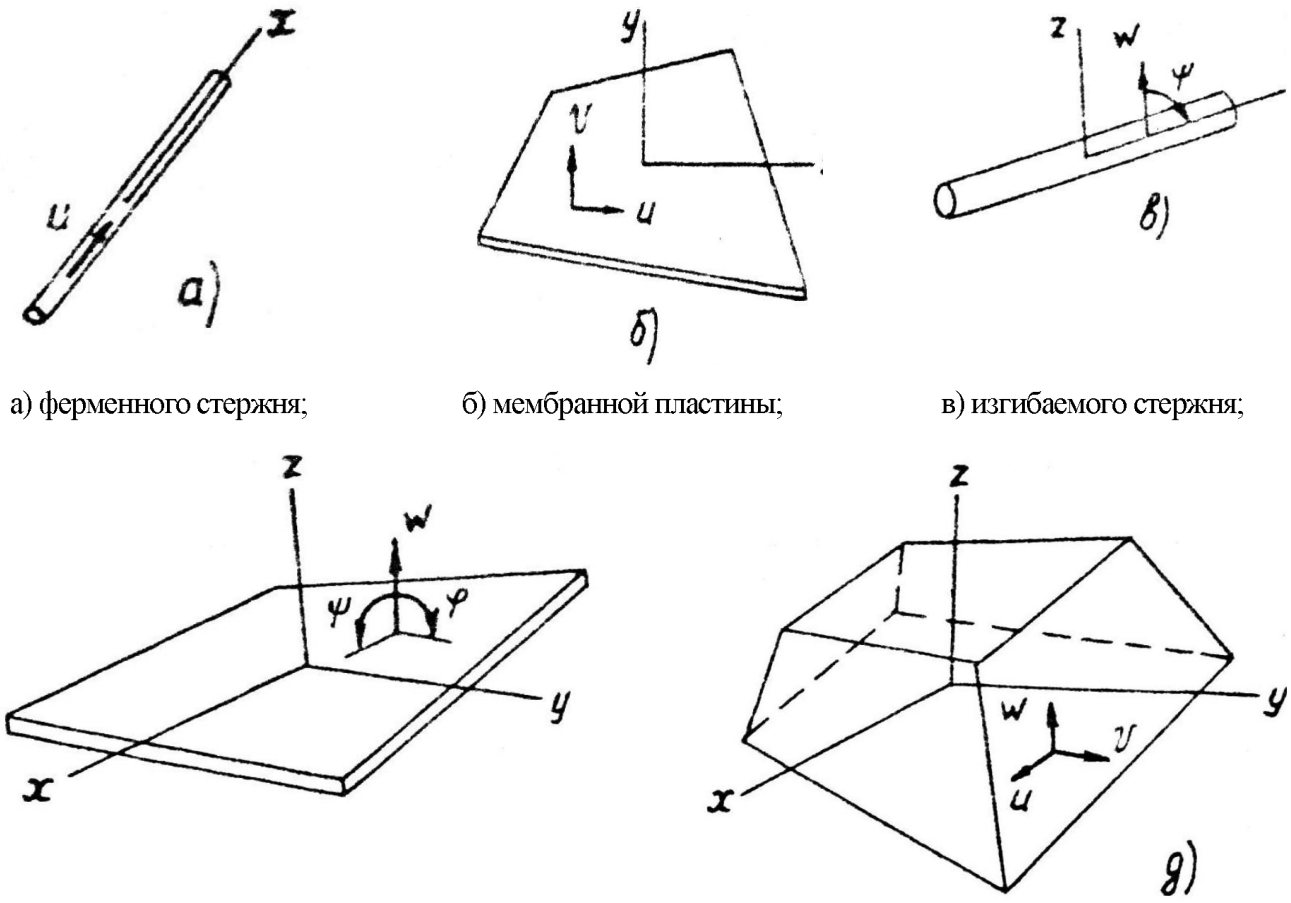
u, v, w - для объемного тела ($m=3$, $d=3$).

Положительные направления поступательных перемещений – u, v, w и углов поворота нормали к оси стержня или к срединной плоскости пластины – φ, ψ показаны на рисунке 3.4.

Для отдельных компонент введенных векторов чаще всего применяются следующие обозначения:

$$r_1 = x,\ r_2 = y,\ r_3 = z,\ p_1 = \xi,\ p_2 = \eta,\ p_3 = \zeta,$$

$$\delta_1 = u,\ \delta_2 = v,\ \delta_3 = w,\ \delta_4 = \varphi,\ \delta_5 = \psi,\ \delta_6 = \vartheta.$$



а) ферменного стержня; б) мембранной пластины; в) изгибаемого стержня;

г) изгибаемой пластины; д) объемного тела

Рисунок 3.4 – Местные системы координат и перемещения элементов

Криволинейные координаты $p_j \quad (j = \overline{1,m})$ являются безразмерными переменными, изменяющимися на отрезке $[-1;+1]$, причем экстремальные значения эти координаты имеют на границах элемента.

На рисунке 3.5 в качестве примера изображены прямоугольная и криволинейная системы координат, а также компоненты векторов поля перемещений и узловых степеней свободы произвольного элемента объемного тела.

Матрицы преобразований из местных в общую систему координат для конечно-элементных соотношений представлены в работах [11, 20].

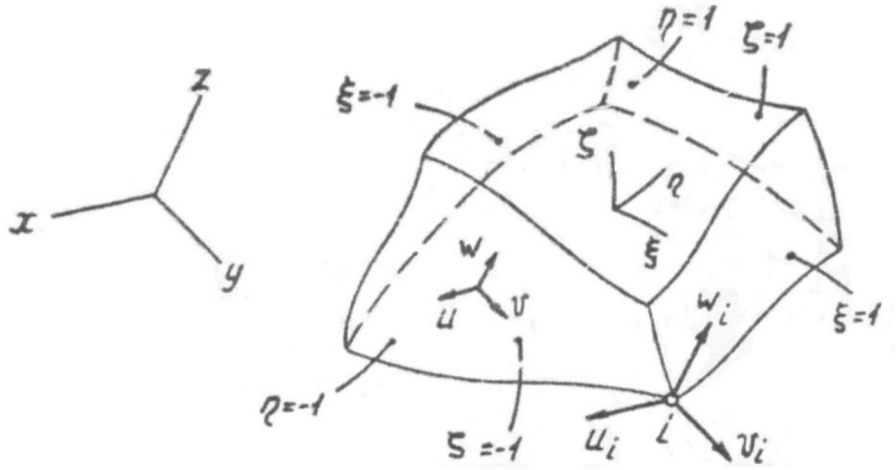


Рисунок 3.5 – Системы координат и перемещения произвольного объемного элемента

На каждой стороне изопараметрического элемента находится определенное число узлов. Считается, что элемент имеет порядок S, если на его стороне расположено S+1 узлов. Порядок S соответствует закону изменения функций формы по границам элемента. Различают линейные (1-го порядка), квадратичные (2-го порядка), кубические (3-го порядка) элементы. Конечные элементы с более высоким порядком в практических расчетах обычно не используются [20, 21, 22].

Концепцию изопараметричности для координат и перемещений произвольной точки элемента можно представить так:

$$\left.\begin{aligned} \{r(\{p\})\} &= \sum_{i=1}^{n} N_i(\{p\})\{r_i\}, \\ \{\delta(\{p\})\} &= \sum_{i=1}^{n} N_i(\{p\})\{\delta_i\}, \end{aligned}\right\}, \qquad (3.2)$$

где $N_i(\{p\})$ - функции формы изопараметрических элементов;

$\{r_i\} = \{r_{1i} \dots r_{gi}\}$ - векторы узловых координат;

$\{\delta_i\} = \{\delta_{1i} \dots \delta_{di}\}$ - векторы узловых перемещений;

n - число узлов элемента.

Каждая функция формы $N_i \ (i = \overline{1,n})$ принимает значение, равное единице в i-ом узле и нулевые значения в остальных узлах элемента. Основное свойство этих функций заключается в их совместности, которая означает, что перемещения точек любой границы конечного элемента зависят только от перемещений узлов, расположенных на этой границе, и не зависят от перемещений других узлов элемента. Отсюда следует, что у элементов с

общей границей перемещения во всех ее точках будут совпадать, так как узловые перемещения этих элементов одни и те же.

В рамках изопараметрического подхода создано несколько семейств элементов, которые отличаются способом построения интерполирующих полиномов, представляющих функции формы. Самыми распространенными являются сирендипово и лагранжево семейства [11], включающие в себя одномерные, двумерные и трехмерные элементы любого порядка *S*.

Все сирендиповы элементы до 3-го порядка включительно, а также лагранжевы элементы 1-го порядка не содержат внутренние узловые точки. В двумерных и трехмерных элементах лагранжевого семейства, начиная со 2-го порядка, появляются дополнительные внутренние узлы. Для этих лагранжевых элементов, несмотря на увеличение общего числа неизвестных, часто наблюдается ухудшение сходимости конечно-элементного решения из-за того, что их функции формы включают высокостепенные члены при отсутствии членов более низких степеней.

Так, функции формы двумерных элементов обоих семейств (N_i^C – сирендиповых, $N_i^Л$ – лагранжевых, $i=\overline{1,n}$) представляют собой следующие полиномы относительно криволинейных координат ξ и η:

$N_i^C = N_i^Ё = a_{1i} + a_{2i}\xi + a_{3i}\eta + a_{4i}\xi\eta$ – неполный полином 2-ой степени для элемента 1-го порядка (4 внешних узла, внутренних узлов нет);

$N_i^C = a_{1i} + a_{2i}\xi + a_{3i}\eta + a_{4i}\xi\eta + a_{5i}\xi^2 + a_{6i}\eta^2 + a_{7i}\xi^2\eta + a_{8i}\xi\eta^2$ – неполный полином 3-ей степени для элемента 2-го порядка (8 внешних узлов);

$N_i^Ё = a_{1i} + a_{2i}\xi + a_{3i}\eta + a_{4i}\xi\eta + a_{5i}\xi^2 + a_{6i}\eta^2 + a_{7i}\xi^2\eta + a_{8i}\xi\eta^2 + a_{9i}\xi^2\eta^2$ – неполный полином 4-ой степени для элемента 2-го порядка, за счет внутреннего узла имеется член 4-ой степени, в то время как пропущены члены 3-ей степени.

Аналогичная ситуация наблюдается и для других типов элементов этих семейств. Поэтому в практических расчетах предпочтение часто отдается элементам сирендипова семейства.

Функции формы для сирендиповых элементов первых трех порядков и всех размерностей приведены в [11]. Через функции формы и узловые перемещения получаются соотношения для определения деформаций и напряжений в любой точке изопараметрического элемента, а численным интегрированием по объему элемента –

определяется полная потенциальная энергия элемента, условие стационарности которой позволяет вычислить коэффициенты матрицы жесткости элемента.

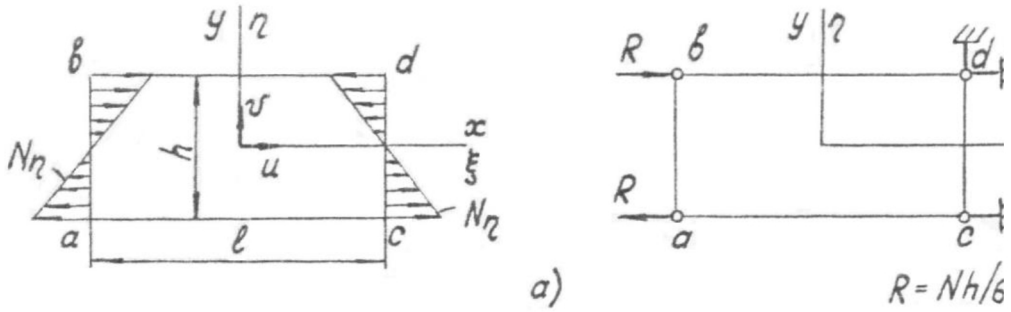
Наиболее просто строятся алгоритмы изопараметрического метода для элементов ферменных стержней, мембранных пластин и трехмерных тел [20], модели которых соответствуют дифференциальным уравнениям 2-го порядка. Однако распространение этого подхода на изгибаемые стержни, пластины и оболочки связано с преодолением определенных трудностей.

Дело в том, что изгиб стержней, пластин и оболочек в рамках классической теории Кирхгофа-Лява описывается дифференциальными уравнениями 4-го порядка. В этом случае применение изопараметрических элементов, являющихся совместными, требует на границах между элементами непрерывности не только перемещений, но и производных от этих перемещении. Такое теоретическое требование накладывает серьезное ограничение на распространение изопараметрического подхода для задач изгиба.

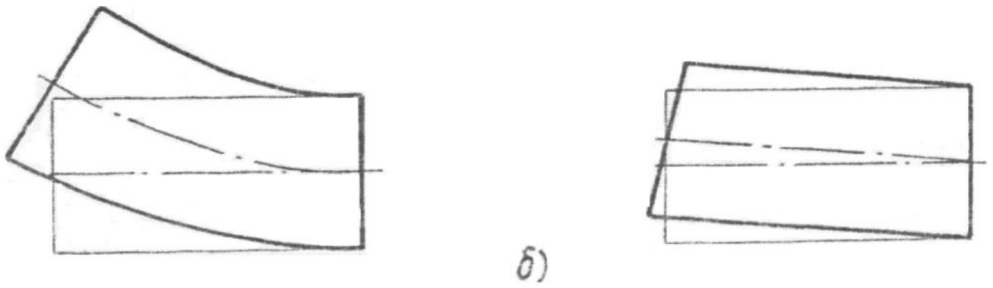
Указанные трудности можно преодолеть, если воспользоваться обобщенной теорией изгиба Тимошенко-Рейсснера [23], которая оперирует с дифференциальными уравнениями 2-го порядка. В этой теории учитываются деформации поперечного сдвига, а в качестве основных неизвестных наряду с перемещениями рассматриваются углы поворота нормали. Для реализации подобной математической модели в МКЭ вводится независимая аппроксимация линейных и угловых степеней свободы, что дает возможность распространить изопараметрическую схему на изгибаемые конечные элементы. Тогда участок оболочки в конструкциях ЛА может моделироваться элементом мембранно-изгибаемой пластины, который объединяет свойства мембранной и изгибаемой пластин. Кроме того для расчета оболочек, как вариант, можно применять изопараметрические объемные элементы. В последнее время использование таких элементов становятся достаточно популярным при анализе оболочечных конструкций.

Таким образом, изопараметрический вариант метода перемещений обладает ценными качествами, из которых наиболее важной в теоретическом плане является возможность построения семейства сходящихся элементов для моделирования произвольных структур. В то же время, несмотря на отмеченные преимущества, изопараметрический подход иногда не обеспечивает получение корректных решений на конечно-элементных сетках с приемлемой степенью подробности. Изопараметрические элементы достаточно точно воспроизводят формы перемещений твердого тела и постоянных деформаций, но являются слишком жесткими в их реакции на более сложные деформации. В первую очередь, эти элементы имеют слишком высокое сопротивление различным формам изгиба, что связано с возникновением в них чрезмерно больших сдвиговых деформаций.

Для изопараметрических элементов характерно проявление так называемого эффекта «ложного сдвига», вызывающего блокирующее поведение конечных элементов и, как следствие, чрезвычайно медленную сходимость решений. Сущность этого явления можно продемонстрировать на примере задачи о плосконапряженном состоянии прямоугольной изотропной области, нагруженной нормальными усилиями, которые линейно распределены по ее высоте (состояние чистого изгиба, представленное на рисунке 3.6). На рисунке 3.6б изображены деформированные формы этой области, полученные из решения по плоской теории упругости [23, с.53-58] и конечно-элементного расчета.



а) модели задачи (аналитическая и конечно элементная)



б) деформированные формы области

Рисунок 3.6 - Задача о чистом изгибе плосконапряженной области

Точное решение соответствует закреплениям области от перемещений твердого тела: $u = 0$ при $x = \frac{\ell}{2}$, $y = -\frac{h}{2}$ и $u = v = 0$ при $x = \frac{\ell}{2}$, $y = \frac{h}{2}$. КЭМ состоит из одного изопараметрического элемента мембранной пластины 1-го порядка. Границы области должны искривляться по закону параболы, однако линейные функции формы данного элемента (см. рисунок 3.6) не допускают такой возможности.

Аналитические выражения для перемещений u, v, нормальных и сдвиговых усилий N_{xx}, N_{yy}, N_{xy} в точках области, а также изгибающих моментов в вертикальных сечениях, полученные в теории упругости, имеют следующий вид:

$$\left.\begin{aligned}
&u=\eta(1-\xi)u_0,\\
&v=\left[\alpha(1-\xi)+\frac{\alpha}{2}(\xi^2-1)+\frac{\nu}{2\alpha}(\eta^2-1)\right]u_0,\\
&N_{xx}=\frac{Et}{1-\nu^2}\frac{2}{\ell}\left(\frac{\partial u}{\partial\xi}+\nu\alpha\frac{\partial v}{\partial\eta}\right)=-\eta N,\\
&N_{yy}=\frac{Et}{1-\nu^2}\frac{2}{\ell}\left(\nu\frac{\partial u}{\partial\xi}+\alpha\frac{\partial v}{\partial\eta}\right)=0,\\
&N_{xy}=\frac{Et}{1+\nu}\frac{1}{\ell}\left(\alpha\frac{\partial u}{\partial\eta}+\frac{\partial v}{\partial\xi}\right)=0,\\
&M_{xx}=-\frac{h^2}{4}\int_{-1}^{1}N_{xx}\eta d\eta=\frac{h^2}{6}N;
\end{aligned}\right\},\qquad(3.3)$$

Те же соотношения, полученные для изопараметрического элемента 1-го порядка, представляются так:

$$\left.\begin{aligned}
&u=\frac{1-\nu^2}{A}\eta(1-\xi)u_0,\\
&v=\frac{1-\nu}{A}\alpha(1-\xi)u_0,\\
&N_{xx}=-\frac{\eta}{A}N,\\
&N_{yy}=\frac{\nu\eta}{A}N,\\
&N_{xy}=-\frac{1-\nu}{2A}\alpha\xi N,\\
&M_{xx}=\frac{h^2}{6A}N.
\end{aligned}\right\}\qquad(3.4)$$

В этих формулах $\xi=\frac{2x}{\ell}$, $\eta=\frac{2y}{h}$, $\alpha=\frac{\ell}{h}$, $u_0=\frac{N\ell}{2Et}$, $A=1+\frac{1-\nu}{2}\alpha^2$;

E, ν, t – модуль упругости, коэффициент Пуассона и толщина области.

Из соотношений (3.3) и (3.4) следует, что в отличие от теоретического решения с нулевым сдвигом в изопараметрическом элементе существуют переменные по области сдвиговые усилия N_{xy}. Помимо явления ложного сдвига, из анализа (3.3) и (3.4) также следует, что продольные усилия N_{xx} в этом элементе отличаются от точных значений. Кроме того, в нем возникают ложные поперечные усилия N_{yy}.

Очевидно, что перемещения и силовые факторы в элементе существенно зависят от отношения размеров области – параметра α. С ростом α, то есть при увеличении длины

или уменьшении высоты области основное усилие N_{xx}, момент M_{xx} и прогиб v в элементе стремятся к нулю. В то же время точные значения N_{xx} и M_{xx} не изменяются, а теоретический прогиб растет. При этом уменьшение конечно-элементного значения прогиба почти пропорционально увеличению его точной величины – фактически происходит «запирание» или «блокирование» элемента, обусловленное возрастанием его изгибной жесткости.

Подобная ситуация наблюдается при моделировании соответствующими изопараметрическими элементами 1-го порядка прямоугольного параллелепипеда с моментной нагрузкой в виде напряжений, распределенных по боковой грани, и изгибаемой пластины, нагруженной по границе погонными моментами [21]. Погрешности в описании сдвиговых и нормальных деформаций имеют место, и в изопараметрических элементах высоких порядков, когда они используются для дискретизации областей с изгибными нагрузками.

Таким образом, завышение жесткости является специфическим свойством МКЭ в варианте, использующем полностью совместные поля перемещений. Удовлетворение требований совместности между такими элементами приводит к нарушению условий равновесия в их внутренних точках и неудовлетворительному распределению напряжений в зонах, примыкающих к границам элементов. Поэтому в состав БКЭ современных САЕ систем обычно включаются конечные элементы, обладающие по сравнению с изопараметрическими элементами более точными характеристиками за счет ослабления требований к совместности перемещений.

Приемы построения элементов со смягченными условиями совместности можно разделить на две основные группы. Во-первых, это варианты, использующие методы, отличные от метода перемещений. Так, применение гибридного и смешанного методов позволяет уменьшить блокирующее действие ложных сдвиговых деформаций, но может привести к другим дефектам конечных элементов, например, иногда могут получаться отрицательно определенные матрицы жесткости.

Во-вторых, смягчение условий совместности может быть достигнуто модифицированием алгоритмов изопараметрического подхода за счет применения сокращенного или выборочного интегрирования при получении соотношений или дополнения совместных функций формы изопараметрических элементов несовместными функциями, которые не связаны с узловыми степенями свободы.

В схеме сокращенного интегрирования применяется более низкий порядок численного интегрирования матриц жесткости изопараметрических элементов по сравнению со

стандартным порядком. При интегрировании по выборочной схеме понижение порядка интегрирования осуществляется не для всей матрицы жесткости, а только для ее части, например, определяемой сдвиговыми деформациями. Но и при таких схемах не устраняется полностью возможность внесения дополнительной сингулярности в матрицу жесткости. Кроме того, эта матрица в некоторых случаях может стать неинвариантной, то есть будет приводить к различным решениям, например, при изменении порядка кодировки конечного элемента в КЭМ [21].

Применение дополнительных функций полиномиального или тригонометрического вида, которые обращаются в ноль на всех границах конечных элементов, не нарушая тем самым межэлементную совместность, показали лишь незначительное увеличение точности решений. Более перспективным представляется вариант применения дополнительных функций формы, в котором эти функции являются несовместными, нарушающими совпадение перемещений соседних элементов на их границе [21].

Разумеется, окончательное суждение о корректности и эффективности несовместных вариантов конечных элементов можно вынести только после проведения тщательных и разносторонних испытаний этих элементов.

3.4 Испытание конечных элементов

В процессе разработки КЭМ любого уровня проектировщику часто приходится опираться на такие субъективные факторы, как интуиция и опыт. На этом этапе применения МКЭ решаются два основных взаимосвязанных вопроса: выбор соответствующих классов и типов конечных элементов, описывающих различные участки реальных конструкций, и определение необходимой степени подробности конечно-элементной сетки. От решения этих вопросов в огромной мере зависит адекватность расчетной модели и важнейших характеристик исследуемого объекта, трудоемкость подготовки исходных данных задачи, объем вычислительных затрат, время обработки выходной информации. В этих условиях значительную помощь проектировщику может оказать информация о точности и областях рационального применения элементов, входящих в состав БКЭ. Отсутствие же такой информации может привести к необоснованному применению некоторых типов элементов.

В настоящее время по вопросам испытаний (тестирования) конечных элементов имеются достаточно развитые исследования, например, работы [21, 24]. В методическом плане между испытаниями конечных элементов и тестированием программ и комплексов программ для ЭВМ можно найти определенные аналогии, которые в большой степени обусловлены тем, что формулировка любого элемента реализуется в конечном итоге в виде

соответствующего программного модуля. Поэтому при проведении исследований конечных элементов естественно использовать некоторые общие положения, выработанные в процессе создания способов тестирования и отладки программного обеспечения. В первую очередь сюда следует отнести принципы поэтапного тестирования и разделения на автономные и комплексные проверки [25].

В соответствие с методикой [21] процесс тестирования разделяется на три отдельные части: аналитические, автономные и комплексные испытания. Совокупность указанных стадий сложилась на основе построения и исследования целого ряда конечных элементов различных вариантов, классов и типов. Целесообразность и эффективность такого подхода подтверждается практикой широкого использования этих элементов в составе БКЭ системы РИПАК для расчетов самых разнообразных реальных конструкции.

Аналитические испытания выполняются для предварительного заключения о характеристиках исследуемого элемента и целесообразности его реализации. Эти исследования осуществляются до составления программ расчета конечно-элементных соотношений и, в принципе, могут быть выполнены без привлечения ЭВМ.

Автономные испытания представляют собой численные проверки, использующие программы вычисления всех соотношений для элемента, но проводимые без участия МКЭ-системы. Такие испытания позволяют выявить значительную часть ошибок в алгоритмах и программах, реализующих формулировку элемента, прежде чем эти программы будут подключены к системе. При автономных проверках применяются специально разработанные программные модули, обеспечивающие формирование вариантов исходных данных, передачу их в испытуемую программу элемента, обработку и контроль результатов работы этой программы, а также вывод соответствующей информации о результатах испытаний.

Как при аналитическом, так и при автономном тестировании в качестве объектов исследования используются отдельные конечные элементы.

Комплексные испытания представляют собой вид проверок, в которых объектами исследований являются совокупности элементов, составляющие КЭМ типовых задач. Решение таких задач проводится при работе всей МКЭ-системы, к которой предварительно присоединяются все программные блоки тестируемого элемента.

Каждый этап отличается целью исследований, проверяемыми свойствами конечных элементов и критериями оценки результатов их тестирования. Так, например, для несовместных вариантов нарушение условия неразрывности перемещений требует введения другого критерия сходимости конечно-элементного решения. Известен метод кусочного тестирования [26], который позволил обосновать возможность применения многих несовместных элементов, ранее считавшихся некорректными.

На всех этапах тестирования рассматриваются задачи, характерные для конкретного элемента, и анализируется, как правило, широкий диапазон изменения определяющих входных параметров. При этом в описании задач приводятся данные, которые необходимы для повторения вычислений. Следует отметить, что исходную информацию и результаты решения задач для различных этапов целесообразно хранить в специальном архиве тестовых задач, сопровождающем МКЭ-систему. Наличие такого архива позволяет в случае необходимости оперативно воспроизводить отдельные результаты тех или иных расчетов, легко готовить всевозможные комбинации параметров, использовать входные данные (полностью или частично) одной и той же типовой модели, как на разных этапах тестирования, так и при исследованиях различных элементов.

Дополнительным итогом испытаний, представляющим большую практическую ценность, является набор типовых задач для различных упругих объектов. Результаты решения таких задач при идеализации сходных участков реальных конструкций дают информацию для более обоснованного выбора типов элементов и других параметров КЭМ.

3.5 Моделирование и сертификация

Одним из актуальных направлений применения высокоточного моделирования в проектировании сейчас стала замена дорогостоящих натурных испытаний моделированием. Например, очень трудно, дорого и небезопасно провести испытания самолета на грубую посадку, то есть посадку с большой вертикальной скоростью в момент касания с землей. Использование совокупности упругой, аэродинамической и инерционной моделей конструкции самолета и шасси позволяют делать это вполне адекватно.

Очень сложный и интересный класс задач связан с экстремальными воздействиями внешней среды на объект проектирования. В авиации таким является, увы, столкновение с птицей. Птица может попасть куда угодно. Наиболее опасные места – остекление кабины пилотов и воздухозаборники двигателей. Для таких испытаний разработаны специальные методики выстреливания в самолет тушкой замороженной птицы с определенной массой и скоростью. Однако проведение большого числа таких испытаний достаточно дорого. В [27] предложен эффективный подход к решению этой проблемы, суть которого сводится к следующему. Проводится ограниченное число натурных испытаний, и выполняется математическое моделирование этих ситуаций. Из сравнения результатов определяются критерии разрушения, и далее проводятся все необходимые расчеты, т.е. просматривается множество опасных ударных случаев нагружения конструкции. Таким образом,

высокоточное моделирование используется как эффективный инструмент при проведении сертификации продукции.

3.6 Расчетно-экспериментальные методы

Во многих отраслях техники сейчас происходит переход на новые композиционные материалы. Особенности их использования состоят в том, что наряду с конструкцией проектируется и создается сам материал, выбирается число и ориентация однонаправленных слоев и т.д. Кроме того эти материалы пока не отличаются стабильностью свойств, и они сильно зависят от технологии производства. Например, в наших собственных экспериментальных исследованиях образцы однонаправленного композита из углепластика показали устойчивые значения модуля упругости, но разброс по прочности – коэффициент вариации – составил 14%, рисунок 3.7. Поэтому в обозримом будущем проектирование конструкций из композитов должно сопровождаться натурными испытаниями образцов-свидетелей, а технология проектирования – включать вычислительные и экспериментальные методики.



Рисунок 3.7 – Результаты испытаний образцов из композиционного материала

4 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИНТЕЗА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ

4.1 Постановка задач синтеза конструкций ЛА

Проблема проектирования многих силовых конструкций (авиационных, ракетных, автомобильных, строительных) формулируется следующим образом: упругая система должна иметь необходимую прочность, жесткость и устойчивость при минимуме массы.

Задача оптимизации силовой конструкции, моделируемой по МКЭ, обычно формулируется как задача условной оптимизации с нелинейными ограничениями-неравенствами [4] в следующем виде:

минимизировать массу конструкции

$$m(X)=\sum_{i=1}^{n} m_i(X) \qquad (4.1)$$

при функциональных (физических) ограничениях g_j

$$g_j(X)=C_j(X)-\overline{C}_j \le 0, \qquad (j=1, 2, \ldots, p), \qquad (4.2)$$

где точка в области поиска X определяется значениями вектора проектных переменных $\{X\}=\{X_1, X_2, \ldots, X_N\}$;

n – количество элементов;

m_i – масса i-го элемента;

N – количество проектных переменных;

C_j и $\overline{C}_j$ – j-ая переменная состояния конструкции и ее допускаемое значение;

p – количество функциональных ограничений.

Область поиска при этом задается следующими соотношениями:

$$X_i^{\min} \le X_i \le X_i^{\max}, \quad (i=1,2,\ldots,N), \qquad (4.3)$$

где $X_i^{\min}$ и $X_i^{\max}$ – ограничения снизу и сверху для i-ой проектной переменной, определяемые конструктивно-технологическими требованиями. Если значение проектной переменной соответствует границе области поиска, то такая переменная называется пассивной [28]. Для активных проектных переменных соотношения (1.3) выполняются в виде строгих неравенств.

Переменными состояния конструкции являются напряжения в различных точках конструкции, обобщенные перемещения, критические усилия потери устойчивости, частоты собственных колебаний, критические скорости дивергенции несущих поверхностей,

флаттера и так далее.

Вектор проектных переменных в случае проектирования объектов со сложной формой содержит большое количество разнородных параметров. Для адекватного моделирования авиационных конструкций могут потребоваться десятки тысяч проектных переменных. Поэтому на практике решение задачи (4.1) – (4.3) обычно делится на ряд последовательно применяемых процессов [13, 18, 29].

В результате решения *задачи структурной (топологической) оптимизации* определяются параметры силовой схемы конструкции. Это плохо формализуемая задача, так как обычно трудно предложить пространство проектных переменных, разным значениям которых соответствовали бы различные структурные решения.

За проектные переменные для *задачи параметрической оптимизации* силовой конструкции обычно принимаются параметры X_i, описывающие размеры сечений конечных элементов (толщина пластины или площадь поперечного сечения стержня) при фиксированной силовой схеме.

Задача оптимизации формы силовых элементов конструкций рассматривалась в работах многих ученых, например [29, 30]. Наиболее широко исследованы задачи оптимизации формы поперечных сечений стержней, контуров отверстий в пластинах, пластин с ребрами жесткости.

Для задачи оптимизации (4.1) – (4.3) функция Лагранжа записывается в следующем виде:

$$L(X) = m(X) + \sum_{j=1}^{p} \lambda_j g_j(X), \qquad (4.4)$$

где λ – неопределенный множитель Лагранжа.

Необходимые условия Куна – Таккера для регулярной точки локального минимума X^* [28] формулируются следующим образом:

$$\partial L(X^*)/\partial X_i = 0, \qquad (i=1,2,\ldots, N_1), \qquad (4.5)$$

$$\lambda_j g_j(X^*) = 0, \qquad (j=1,2,\ldots,p), \qquad (4.6)$$

$$\lambda_j \geq 0, \qquad (j=1,2,\ldots,p), \qquad (4.7)$$

где N_1 – количество активных проектных переменных.

Условия (4.6) и (4.7) задают набор активных функциональных ограничений для точки локального оптимума. Функциональные ограничения называются активными, если соотношения (4.2) выполняются в форме равенства и $\lambda_j > 0$. Для пассивных ограничений

соотношения (4.2) являются строгими неравенствами и $\lambda_j = 0$.

Условия стационарности функции Лагранжа (4.5) записываются так:

$$\sum_{j=1}^{p} \lambda_j \partial g_j / \partial X_i = -\partial m / \partial X_i , \qquad (i=1,2,\ldots, N_1). \qquad (4.8)$$

Доказательство теоремы Куна – Таккера для задачи оптимизации силовых конструкций содержится в работе [28]. Смысл соотношений (4.6) – (4.8) проиллюстрируем на ряде простых примеров.

Пример №1. Рассмотрим задачу оптимизации с двумя активными проектными переменными. На рисунке 4.1 представлены линии равных уровней целевой функции *m* и функциональное ограничение $g \le 0$ в пространстве проектных переменных, где D - область допустимых значений; m_1, m_2, m_3, … - возрастающая последовательность значений масс. Оптимальная точка, обозначенная на рисунке звездочкой, располагается в точке касания функции g=0 и линии равных масс. В этой точке показаны градиенты целевой функции ∇m и ограничения ∇g (направлены перпендикулярно касательным к линиям равных уровней функций в точке). Для точки локального минимума необходимо, чтобы направление градиента функционального ограничения совпадало с направлением антиградиента целевой функции: $\lambda \nabla g = -\nabla m$, где □>0.

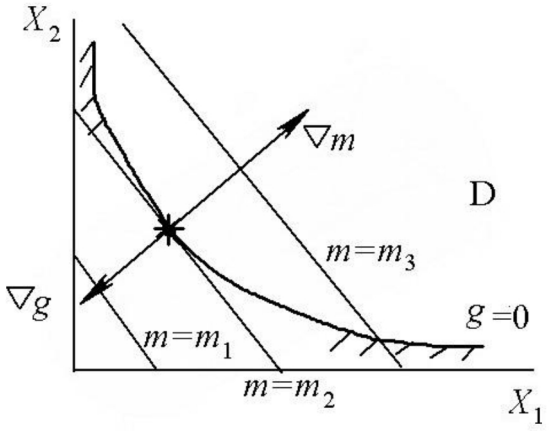


Рисунок 4.1 – Область допустимых значений с одним функциональным ограничением

Пример №2. Рассмотрим задачу оптимизации, представленную на рисунке 4.2, с двумя ограничениями $g_1 \le 0$ и $g_2 \le 0$. Оптимальная точка располагается в точке пересечения функций g_1=0 и g_2=0. Для точки локального минимума необходимо, чтобы существовала линейная комбинация градиентов ограничений

$$g_k = \lambda_1 \nabla g_1 + \lambda_2 \nabla g_2, \ (\lambda_1 > 0, \ \lambda_2 > 0),$$

обеспечивающая совпадение направлений g_k и антиградиента целевой функции $-\nabla m$. Такая ситуация возможна, если вектор антиградиента целевой функции лежит внутри острого угла, образованного градиентами функциональных ограничений.

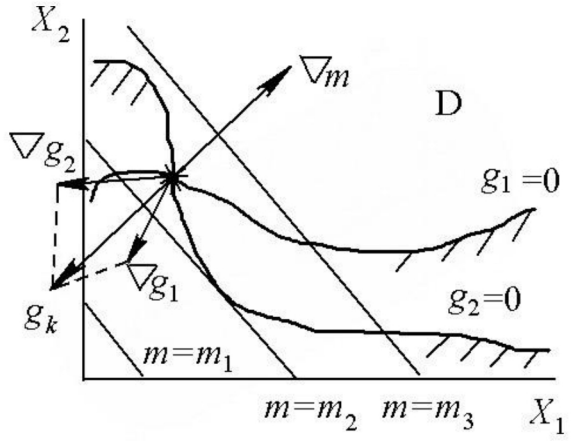


Рисунок 4.2 – Область допустимых значений с двумя активными функциональными ограничениями

Пример №3. На рисунке 4.3 представлена другая проектная ситуация с двумя ограничениями $g_1 \le 0$ и $g_2 \le 0$. В вершине области допустимых значений D линейная комбинация g_k, обеспечивающая совпадение направлений g_k и антиградиента целевой функции возможна только при значениях $\lambda_1 < 0,\ \lambda_2 > 0$. Следовательно, ограничение g_1 – пассивное. В этой ситуации оптимальный проект располагается в точке касания функции g_2=0 и линии равных масс, для которой $\lambda_1 = 0,\ \lambda_2 > 0$.

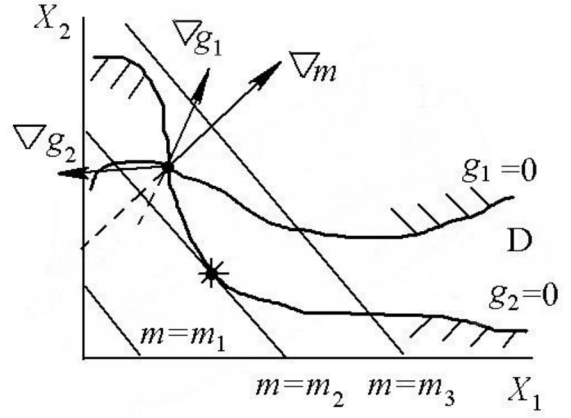


Рисунок 4.3 – Область допустимых значений с пассивным функциональным ограничением

Таким образом, соотношения (4.6) – (4.8) задают систему нелинейных уравнений относительно неизвестных проектных переменных и множителей Лагранжа. Решение этой системы осложняется тем, что комбинация активных ограничений и активных проектных переменных для оптимального проекта не известна, а число возможных вариантов составляет 2^{N+p}. Точное перечислительное решение задачи идентификации активных ограничений практически неосуществимо, так как задача относится к NP-полным [18]. Поэтому для практических целей обычно ищется приближенное решение этой задачи по эвристическим алгоритмам.

4.2 Обзор методов оптимизации

На тему оптимального проектирования конструкций известно огромное количество публикаций. Классификация подходов к решению задачи (4.1) – (4.3) на основе последовательного дихотомического деления [31] показана на рисунке 4.4. Далее рассмотрим виды методов, составляющие листья представленной древовидной структуры.



Рисунок 4.4 – Классификация методов

Аналитические методы. Исследования свойств "рациональных" конструкций начали выполняться задолго до появления вычислительной техники и поисковых методов оптимизации. В работах Галилея, Лагранжа, Клаузена, Николаи, Блазиуса, Навье аналитическими методами решалась так называемая "обратная задача строительной механики". В наименовании этого термина подчеркивается отличие от традиционной

"прямой задачи", связанной с анализом напряженно-деформированного состояния известной конструкции.

При постановке обратной задачи часть параметров конструкции рассматриваются в качестве искомых, а характеристики напряженно-деформированного состояния упругой системы предопределяются таким образом, чтобы ее силовая работа представлялась наиболее рациональной. В этих исследованиях высказана и использована идея поиска равнопрочной, равноустойчивой и других подобных конструкций.

Позже Michell A. G. M. разработал метод аналитического исследования ферм минимальной массы [33], исследованы большепролетные арочные и подвесные упругие системы минимальной массы, которые в дальнейшем получили название конструкций Прагера [32].

В работе [29] рассмотрена возможность применения аналитических методов к задачам проектирования конструкций ЛА. Отмечено, что большая размерность задач оптимизации конструкций является главной причиной того, что в настоящее время основное внимание уделяется развитию численных методов. В то же время модельные задачи оптимизации небольшой размерности, для которых получены точные аналитические решения, могут использоваться в качестве эталонов для тестирования и настройки поисковых алгоритмов. Кроме того, на современном этапе развития теории оптимального проектирования конструкций аналитические методы, использующие упрощенные математические модели, могут служить для качественной проверки и анализа получаемых численных и экспериментальных результатов.

Методы математического программирования. В поисковых методах математического программирования, которые также называются прямыми, чаще всего используется идея пошагового улучшения качества проекта на основании локального поведения функций цели и ограничений вблизи текущей точки в области поиска.

Для проектирования конструкций различные авторы применили *метод альтернативного шага*, *проекции градиента* [28], *возможных направлений*, *штрафные методы*, *методы рекурсивного квадратичного программирования* и другие методы оптимизации [32]. В прямых методах, как правило, определяется последовательность поисковых шагов в допустимой области вдоль гиперповерхностей ограничений, при которых значения целевой функции монотонно убывают. Решение исходной задачи оптимизации с ограничениями-неравенствами сводится к решению ряда вспомогательных задач с ограничениями-равенствами: функциональные ограничения, имеющие статус пассивных, не учитываются при выборе направления поиска. Разумеется, при этом речь идет об эвристическом определении набора активных ограничений в текущей точке области поиска.

Для численного решения задач математического программирования применяют итерационные процедуры, осуществляющие постепенное приближение траектории поиска в пространстве проектных переменных к точке локального оптимума. Пересчет вектора проектных переменных $\{X\}$ производится по следующей формуле:

$$\{X\}^{(\nu+1)} = \{X\}^{(\nu)} + \gamma \{S\}^{(\nu)}, \qquad (4.9)$$

где ν – номер итерации;

$\{S\}$ – вектор, задающий направление в области поиска;

γ – параметр, определяющий размер шага в пространстве проектных переменных.

На каждой итерации алгоритма оптимизации может решаться вопрос определения подходящей длины шага. Заниженный размер шага может замедлить сходимость алгоритма, а чрезмерно большой - привести к неустойчивости [28] вычислительного процесса.

Методы критериев оптимальности. В рамках непрямого подхода исходная задача оптимизации (4.1) – (4.3) заменяется косвенной. Постулируется критерий, которому должна отвечать рациональная конструкция и строится итерационная процедура поиска этой конструкции. Критерии оптимальности могут выводиться из математической формулировки задачи или основываться на особенностях поведения, подмеченных для некоторых классов конструкций.

Критерий *наиболее нарушенного ограничения* выводится в предположении, что оптимальной точке соответствует единственное активное функциональное ограничение. Для учета нескольких активных ограничений используются эвристические алгоритмы типа "огибающей" или "последовательного удовлетворения наиболее нарушенных ограничений" [32]. Условия прочности в этом подходе обычно учитываются на основе концепции *полнонапряженности*.

Конструкция называется полнонапряженной (равнопрочной), если во всех элементах, для которых сечения больше минимально допустимого значения, реализуется предельное состояние хотя бы в одном из случаев нагружений [34]. Для поиска полнонапряженного проекта обычно используется классическая формула отношения напряжений:

$$X_i^{(\nu+1)} = X_i^{(\nu)} \max_j (\sigma_{ij}) / \overline{\sigma}_i, \qquad j=1, 2, ..., s, \qquad (4.10)$$

где σ_{ij} – напряжение в i-элементе при j-м случае нагружения;

$\overline{\sigma}_i$ – допускаемое напряжение для i-го элемента;

s – количество случаев нагружений.

Концепция полнонапряженности не включает в себя в явном виде целевую функцию – массу конструкции. Тем не менее, алгоритм, построенный на соотношении (4.10), часто

приводит к рациональному проекту [32, 34].

У истока *энергетического подхода* к проектированию конструкций стоят работы З. Васютинского и А. А. Комарова [35]. Обзор работ, развивающих этот подход, основанный на минимизации энергии деформаций конструкций, содержится в монографии [36].

Сущность критерия *эквивалентного ограничения перемещений* заключается в сведении ограничений на напряжения к ограничениям обобщенных перемещений [32]. *Обобщенный* критерий оптимальности [28] совпадает с необходимыми условиями Куна - Таккера для оптимизационной задачи (4.1) - (4.3). Известны также *гибридные* критерии оптимальности, позволяющие объединить в рамках одного алгоритма различные перечисленные критерии.

Для поиска проектов, удовлетворяющих необходимым условиям оптимальности, применяются различные итерационные схемы на основе рекуррентных соотношений [28].

Методы с элементами случайности. *Стохастические методы* оптимизации привлекательны тем, что они позволяют отыскивать глобальный минимум задачи оптимизации (4.1) – (4.3), особенно если процесс решения задачи не ограничен вычислительными ресурсами. Основной недостаток этого подхода заключается в низкой эффективности при большом количестве проектных переменных, что затрудняет его применение для проектирования силовых конструкций со сложными геометрическими формами.

Так же как и в случае детерминированного поиска, при случайном поиске экстремальной точки X обычно используется рекуррентная зависимость (4.9), выражающая конечное смещение в n-мерном пространстве проектных переменных. В случайном поиске различают рабочий шаг, перемещающий поисковую точку, и предварительные шаги (пробы) в случайном направлении. Случайная проба может оказаться удачной, при которой значение целевой функции уменьшается, или неудачной. Неудачная проба отбрасывается и делается новая случайная проба. Если проба оказалась удачной, то найденный вектор $\{S\}$ используется для выполнения рабочего шага по соотношению (4.9). В ряде алгоритмов случайного поиска [37] направляющий вектор $\{S\}$ определяется по результатам нескольких проб, выполненных из поисковой точки.

В работах [37, 38] исследована возможность повышения эффективности случайного поиска путем применения *самообучающихся алгоритмов*, обеспечивающих накопление и использование в вычислительном процессе информации о целевой и ограничительных функциях. Целенаправленное воздействие на выбор случайных пробных шагов в этих алгоритмах приводит, с одной стороны, к уменьшению неудачных проб и повышению эффективности алгоритмов, с другой стороны, к уменьшению вероятности нахождения глобального минимума.

Необходимо отметить, что методы случайного поиска возникли сравнительно недавно (в начале шестидесятых годов XX века) и долгое время не получали широкого распространения в проектировании силовых конструкций. Определенный прогресс в этом направлении наметился в середине 90-х годов и связан с развитием *эволюционных вычислений* [39]. Однако многократное вычисление переменных состояния конструкции по МКЭ делает целесообразным в современных условиях применение алгоритмов с элементами случайности только для задач оптимизации с относительно небольшой размерностью.

4.3 Идея твердого деформируемого тела переменной плотности

Выбор параметров силовой схемы существенно влияет на характеристики создаваемой конструкции, поэтому в последние годы наблюдается повышенный интерес к этой предметной области [40].

Одними из первых возможность алгоритмического подхода к топологической оптимизации конструкций исследовали Hemp W. S. и Topping B. H. В работах, рассмотренных в обзорной статье [41], пространство, в котором может располагаться конструкция, покрывается сеткой узлов. В этих узлах прикладываются нагрузки и задаются закрепления. Исходная структура получается путем генерации ферменной конструкции, в которой стержневые элементы соединяют каждый узел со всеми остальными узлами. В процессе оптимизации конструкции слабо нагруженные "лишние" элементы удаляются автоматически, когда площадь их поперечного сечения оказывается менее некоторого заданного значения. В результате в силовой схеме фермы должны остаться только стержни, наиболее эффективно передающие приложенные нагрузки к закреплениям. Однако замечено, что после удаления в конструкции некоторых элементов может появиться плохая обусловленность матрицы жесткости упругой системы. Иногда в процессе выполнения алгоритма оптимизации конструкция превращается в механизм, и вычислительный процесс прерывается, не достигнув желаемого результата. Также выявлена зависимость получаемых решений от начальной плотности сетки конечных элементов.

Kohn R. V. и Strang G. объяснили эти особенности тем, что в любой точке допустимой геометрической области, с учетом дискретности используемых математических моделей, реализуется одно из двух возможных "крайних" состояний: конструкционный материал либо содержится, либо отсутствует.

Для устранения указанных недостатков в постановке задачи структурной оптимизации силовых конструкций предложено использовать специфические пористые материалы. При этом в геометрические ограничения, внутри которых может размещаться конструкция,

вписывается непрерывная упругая среда (континуальная модель), включающая в себя все возможные силовые схемы. Результаты оптимизации параметров континуальной модели могут дать информацию о наилучшей силовой схеме разрабатываемого объекта. Такой подход, использующий твердое деформируемое тело с переменными по объему характеристиками материала, допускает возможность появления в модели конструкции "переходных" зон между "крайними" вариантами состояния упругой среды.

Идея применения в процессе проектирования конструкций гипотетического материала с переменным по объему модулем упругости, по-видимому, впервые высказана и использована в работе Комарова А. А. [35] при оптимизации плоских конструкций для обхода вычислительных проблем, связанных с расчетом напряженно-деформированного состояния пластин переменной толщины. В дальнейшем эта идея получила развитие в исследованиях отечественных и зарубежных ученых [13, 42, 43, 44] в виде тела переменной плотности с соответствующими прочностными и упругими характеристиками. В монографии [43] упоминается статья [42] как первая работа в этой области. В отечественной литературе оптимизация силовых конструкций с использованием тела переменной плотности рассмотрена на несколько лет раньше [13].

Bendsoe M. P. и Kikuchi N. [42] решили задачу оптимизации распределения материала в континуальной модели относительно степени пористости материала. В этом исследовании упругая среда, вписанная в допустимую геометрическую область, делится на конечные элементы. Переменные состояния конструкции анализируются по МКЭ. За целевую функцию принимается податливость упругой среды, а ограничением является масса материала.

Материал упругой среды считается пористым, для чего ему сопоставляется определенная микроструктура. Элементарная ячейка такой микроструктуры для пластины показана на рисунке 4.5, а. В ячейке имеется полость прямоугольной формы с длинами сторон a и b. Размеры полости внутри ячейки определяют общую пористость материала или долю незаполненного в нем объема. Каждый конечный элемент имеет фиксированное значение пористости. Размеры полостей a_i и b_i и ориентация ячеек θ_i (рисунок 4.5, б) рассматриваются как переменные проектирования, где i – номер элемента. Изменение размеров полости и угла ее ориентации влечет за собой изменение свойств материала упругой среды, определяемых методом усреднения (homogenization method) [43]. Свойства материала упругой среды в случае проектирования пространственной конструкции определяются пятью проектными переменными в каждом элементе.

Задача топологической оптимизации конструкции на основе пористого материала рассматривалась во многих исследованиях, имеются монографии и обзорные статьи [43, 45].

Среди работ в этом направлении можно отметить исследования Allaire G., Bruns T. E., Lipka A., Ramm E., Eschenauer H. A., Olhoff N., Rozvany G. I. N., Kirsch U., Min S. J., Sekimoto T., Sigmund O., Suzuki K., Noguchi H. и других.

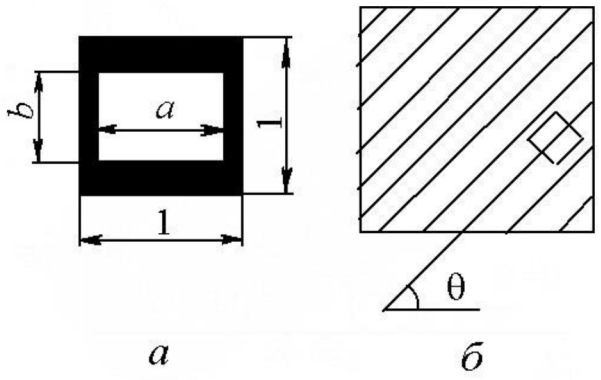


Рисунок 4.5 – Размеры и ориентация элементарной ячейки

В монографии [43] отмечается, что при проектировании тонкостенных конструкций топологическая оптимизация по методу усреднения обычно приводит к получению стержневых конструкций типа ферм Мичелла [33].

Как отмечено в разделе 1.2, большинство авиационных конструкций по своей природе тонкостенные упругие системы, состоящие из элементов, обладающих различными свойствами. Следовательно, для эффективного проектирования силовых схем конструкций ЛА решения, получаемые на континуальной модели, должны обосновывать выбор не только стержневых, но и оболочечных элементов.

Для целей структурной оптимизации авиационных конструкций Комаровым В. А. [13] введен в рассмотрение изотропный материал с переменной плотностью ρ, модуль упругости и прочностные характеристики которого пропорциональны плотности:

$$E = \rho \overline{\overline{E}}, \qquad (4.11)$$

$$\overline{\sigma} = \rho \overline{\overline{\sigma}}, \qquad (4.12)$$

где $\overline{\sigma}$ – допускаемое напряжение материала;

$\overline{\overline{E}}$ и $\overline{\overline{\sigma}}$ – модуль упругости и допускаемое напряжение при единичной плотности.

Выбор этого материала обосновывается следующими соображениями.

1. При большом разнообразии упругих и прочностных свойств конструкционных материалов их удельные характеристики значительно однообразнее.

2. Современные технологии на основе вспенивания и армирования позволяют получать материалы со свойствами типа (4.11), (4.12).

3. Многие естественные объекты, предназначенные для передачи сил, по своей структуре не являются однородными. Такие совершенные природные "конструкции", как кости, имеют переменную плотность, переходящую практически в полости (компактное вещество – губчатое вещество – костный мозг).

Допустимое геометрическое пространство разбивается сеткой трехмерных конечных элементов, моделирующих объемное напряженное состояние, и плотности материала в элементах принимаются за переменные проектирования. Особо отметим, что в каждом элементе упругой среды (4.11) – (4.12) используется только одна проектная переменная. Эта особенность, с одной стороны, позволяет строить более эффективные алгоритмы оптимизации распределения материала в континуальной модели по сравнению с подходом [42], с другой стороны, предъявляет повышенные требования к процедурам интерпретации получаемых результатов, в том числе к анализу силовой работы среды переменной плотности.

В работах [13, 44] разработаны алгоритмы оптимизации распределения материала (4.11) – (4.12) с учетом требований прочности, жесткости и устойчивости конструкции.

4.4 Тестирование алгоритмов оптимизации

Алгоритмы решения задачи оптимизации конструкций ЛА (4.1) – (4.3) используют ряд эвристик и нуждаются в испытаниях. Для исследования работоспособности алгоритмов используем принцип упорядоченного (поэтапного) тестирования [25].

Выделим следующие задачи тестирования алгоритмов оптимизации конструкций:

- демонстрация работоспособности алгоритмов;
- выявление возможных отрицательных свойств алгоритмов;
- определение области применимости алгоритмов.

В процессе решения задач структурной оптимизации конструкций могут возникнуть следующие нежелательные ситуации. Во-первых, возможна медленная сходимость алгоритма, когда для поиска решения требуется чрезмерно большое количество итераций.

Во-вторых, может возникнуть неустойчивое поведение вычислительного процесса, выражающееся в периодических, скачкообразных изменениях функций цели и ограничений. Чаще всего это связано с "мерцанием" набора активных функциональных ограничений.

В третьих, алгоритм может прекратить работу, не достигнув желаемых результатов. Это не всегда связано с отсутствием области существования проекта. Например, могут оказаться недостаточно точными аппроксимации функций ограничений [28].

В процессе тестирования необходимо проанализировать следующие характеристики.

1. *Точность алгоритмов* оптимизации, которая определяется близостью найденного решения к точке глобального минимума в пространстве проектных переменных.

2. *Эффективность алгоритмов*. При анализе методов чрезвычайно важен вопрос не только о сходимости, но и о скорости сходимости. Обычно в качестве критерия эффективности используют время вычислений.

Результативным является тест, обнаруживающий нежелательные свойства алгоритма. Поэтому наибольший интерес представляют тестовые задачи, имеющие особенности, затрудняющие сходимость алгоритмов, а также задачи, опыт решения которых пока мал или вообще отсутствует. Набор тестов для испытания работоспособности алгоритмов оптимизации конструкций, по нашему мнению, может включать следующие виды трудно решаемых задач.

Т1. Задачи оптимизации с узкой допустимой областью "овражного" типа. Такая особенность может возникнуть при наличии "противоречивых" функциональных ограничений, для которых коэффициенты чувствительности при варьировании большинства проектных переменных имеют противоположные знаки.

Т2. Оптимизация конструкций при существенно нелинейных функциональных ограничениях. Испытание работоспособности методов на примерах с большой кривизной гиперповерхностей функций (4.2) особенно актуально для алгоритмов, построенных на приеме линеаризации функциональных ограничений.

Т3. Задачи оптимизации с множеством особых точек [4]. Для задачи нелинейного математического программирования (4.1) – (4.3) различным комбинациям активных функциональных ограничений (4.2) могут соответствовать локальные решения в допустимой области.

Т4. Задачи оптимизации с большим количеством пассивных проектных переменных (4.3). В процессе решения этих задач возможно "релейное" поведение алгоритмов, связанное с нестабильностью набора активных проектных переменных и активных функциональных ограничений.

Важным требованием к тестам является наличие данных для сравнения. Отметим, что весьма ограниченный класс задач оптимизации конструкций имеет аналитическое решение. Это связано с тем, что обычно не удается записать аналитические зависимости функциональных ограничений от проектных переменных, и известны только алгоритмы определения значений функциональных ограничений в конкретных точках области поиска. Для проверки точности методов оптимизации нельзя, к сожалению, использовать и натурный эксперимент.

Выделим следующие виды тестовых задач. Вероятность того, что данные для сравнения являются эталоном тем выше, чем меньше порядковый номер вида тестов по признаку Д.

Д1. Задачи, имеющие аналитическое решение. Тесты, относящиеся к этому немногочисленному классу, имеют особую ценность, так как для них существует эталон для сравнения.

Д2. Тестовые модели – специально подобранные задачи, имеющие тривиальное решение. Тесты этого класса также имеют эталон для сравнения. Однако вероятность того, что рассматриваемое интуитивное решение есть глобальный минимум для задачи оптимизации хотя и высока, но меньше единицы. При проектировании конструкций иногда находятся неожиданные решения лучше традиционных, которые до этого считались оптимальными.

Д3. Задачи ограниченной сложности, имеющие строгое решение, для тестирования эвристических алгоритмов. Основная идея построения тестов этого вида следующая. Для получения эталона, пространство проектирования подробно исследуется относительно строгими методами, например, алгоритмами случайного поиска [37]. Большие вычислительные затраты при исследовании области поиска ограничивают размерность тестовых задач.

Д4. Тесты, построенные на исследовании необходимых условий экстремума. В задачах этого класса достаточно подробно исследуются функции цели и ограничений в локальной окрестности найденных решений. Делается заключение об оптимальности рассматриваемых точек пространства проектных переменных.

Д5. Сопоставление численных решений с данными, полученными различными методами для одних и тех же "трудных" задач, не имеющих строгого решения. Для тестов этого вида иногда удается получить верхнюю оценку погрешности получаемых решений.

Приведенное деление тестов по наличию данных для сравнения весьма полезно при выборе задач для испытания алгоритмов, так как, по существу, упорядочивает подходы, пути генерации тестов.

Принадлежность задач к двум различным видам позволяет судить о свойствах конкретного теста. При выборе набора тестовых задач следует учитывать принцип повторяемости численных результатов. Исходных данных по каждой задаче должно быть достаточно для контроля полученных результатов и для решения тестов с помощью других алгоритмов.

В качестве примера тестовой задачи для испытания алгоритмов структурной оптимизации силовых конструкций приведем центрально сжатый стержень, представленный

на рисунке 4.6. Рассматриваются решения для двух вариантов допустимой геометрической области – цилиндрической и призматической. Характеристики предполагаемого конструкционного материала в этих задачах: E=70000 *МПа*, ρ=2700 *кг/м*^{3}, $\overline{\sigma}$=300 *МПа*, коэффициент Пуассона μ=0,3. Анализ переменных состояния конструкций выполняется в среде системы NASTRAN [19]. Для оптимизации распределения материала в теле переменной плотности со свойствами материала (4.11) – (4.12) используются программы [44].

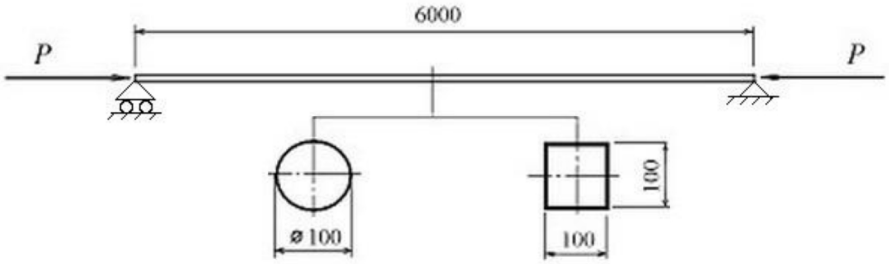


Рисунок 4.6 - Схема стержня

К стержню переменной плотности прикладываются сжимающие силы P=50 *кН*, равномерно распределенные по площадям торцевых сечений.

Вариант 1. Стержень с круглым поперечным сечением. Оптимальное решение по условиям прочности для данной задачи тривиальное – стержень с равномерным распределением плотности по объему материала (E=1485 *МПа*, ρ=57,29 *кг/м*^{3}, $\overline{\sigma}$=6,366 *МПа*) и массой 2,70 *кг*. В полнонапряженном проекте нарушаются условия устойчивости. Критическая нагрузка составляет $P_{кр}$ =1965 *Н* и связана с двумя формами общей потери устойчивости (выпучивание по полуволнам).

Критическая нагрузка в аналитическом решении по формуле Эйлера [23] составляет

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 \, E \, J}{A^2} = \frac{\pi^2 \cdot 1485 \, МПа \cdot 4908700 \, мм^4}{(6000 \, мм)^2} = 1998 \, Н \, , \qquad (4.4)$$

где J – момент инерции сечения стержня.

Таким образом, численное и аналитическое решение хорошо согласуются. Разброс значений критической нагрузки стержня составляет 1,7%.

Далее полнонапряженный проект принят в качестве исходного распределения материала стержня для оптимизации с учетом условий прочности и устойчивости. За 16 шагов алгоритма [44] получен допустимый проект с массой стержня 33,86 *кг*. Распределение материала в конструкции представлено на рисунках 4.7 – 4.8 (здесь и далее в этом тесте представлены данные для левых половин стержней).

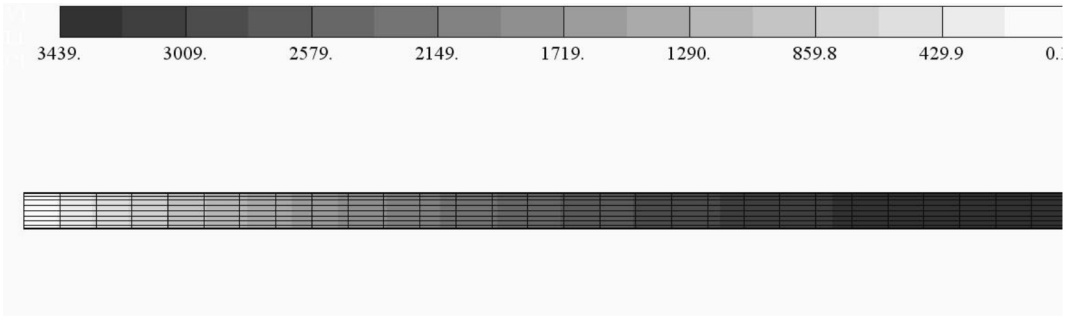


Рисунок 4.7 - Распределение плотности ($кг/м^3$) в боковой поверхности теоретически оптимального стержня

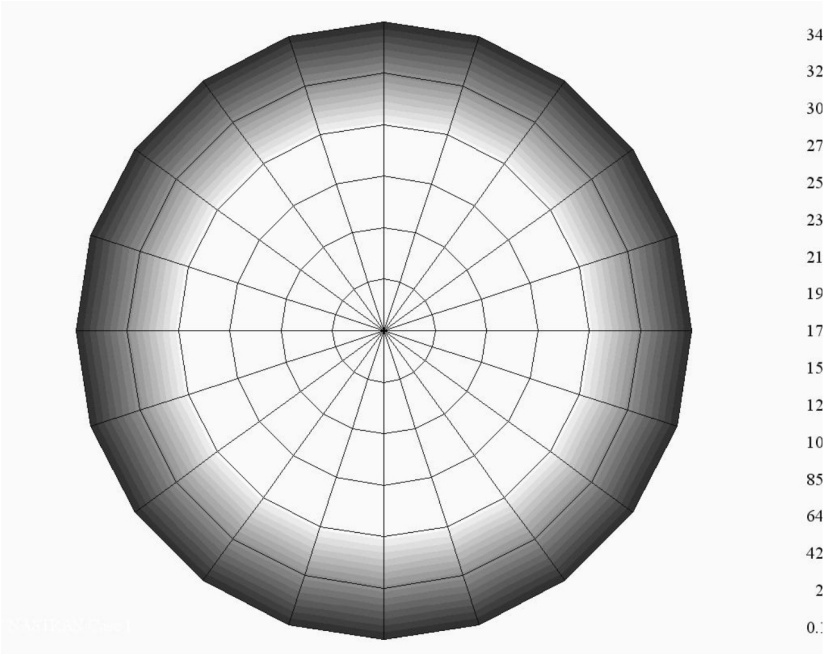


Рисунок 4.8 - Распределение плотности ($кг/м^3$) в срединном поперечном сечении теоретически оптимального стержня

Получен стержень с разреженной плотностью внутри. Для аналогичного стержня такой же массы (33,86 *кг*), выполненного из конструкционного материала, с кольцевым поперечным сечением по всей длине с наружным диаметром 100 мм и внутренним - 85,67 *мм* критическая нагрузка по формуле Эйлера составляет $P_{кр}$ =43210 *Н*. Большее на 14% значение критической нагрузки в численном решении объясняется переменной вдоль длины стержня плотностью в теоретически оптимальной конструкции (рисунок 4.7), что не учитывается в аналитическом решении.

С целью получения эталона для численного решения условия оптимизации (4.1) – (4.3) дополнялись связью между проектными переменными, согласно которой распределение материала по длине стержня должно быть постоянным. При этих исходных данных получен допустимый проект с массой 40,60 *кг*. Для стержня такой же массы с кольцевым поперечным

сечением и внутренним диаметром 82,52 *мм* критическая нагрузка по формуле Эйлера составляет P=50070 H, что подтверждает адекватность модели переменной плотности.

Вариант 2. Стержень с квадратным поперечным сечением. В полнонапряженном проекте с равномерным распределением плотности по объему стержня (E=1167 *МПа*, ρ=45,0 *кг/м*^{3}, $\overline{\sigma}$ =5,0 *МПа*, m=2,70 *кг*) критическая нагрузка составляет $P_{кр}$ =2665 H и связана с двумя формами выпучивания конструкции по полуволнам. Несложно убедиться, что полученный численный результат практически совпадает с аналитическим решением по формуле Эйлера (4.4).

За 16 шагов алгоритма [44] получен допустимый проект с массой 20,97 *кг*. На рисунке 4.9 показано распределение материала в срединном поперечном сечении конструкций. Распределение плотности в боковой поверхности левой половины стержня представлено на рисунке 4.10.

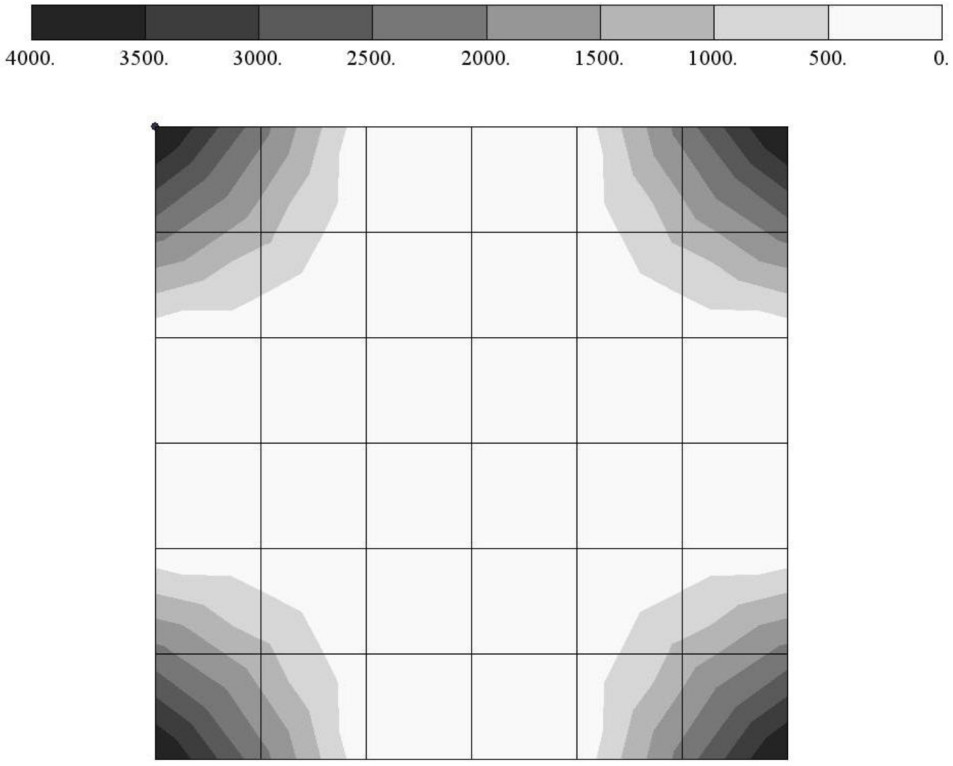


Рисунок 4.9 - Распределение плотности (*кг/м*^{3}) в срединном поперечном сечении теоретически оптимального стержня



Рисунок 4.10 - Распределение плотности ($кг/м^3$) в боковой поверхности теоретически оптимального стержня

В случае призматической допустимой геометрической области сгустки материала отчетливо проявились вдоль длинных ребер призмы. В напряженном состоянии этих зон преобладает одноосное сжатие, что можно интерпретировать как необходимость использования в силовой схеме конструкции четырех основных стержней.

Значение плотности на гранях призмы между зонами сгустков материала на два порядка меньше максимального значения плотности. В то же время значения плотности в центральной зоне между сгустками меньше максимального значения на пять порядков. Поэтому в силовой схеме необходимо предусмотреть вспомогательные элементы, расположенные в плоскостях длинных граней призмы и связывающие основные стержни. Для этой цели, например, можно использовать систему перекрестных стержней.

Легко видеть, что получена известная, проверенная практикой как рациональная, силовая схема стержневой пространственной конструкции башенного типа. Тем самым продемонстрирована возможность алгоритмического решения задачи структурной оптимизации конструкции с учетом требований устойчивости.

5 ИНТЕРПРЕТАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ, ПОЛУЧЕННЫХ НА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ

5.1 Весовой анализ конструкций

Взлетная масса ЛА является одним из наиболее важных параметров, которые определяются на ранних стадиях проектирования. Погрешность в определении этого параметра может привести к многочисленным пересмотрам проекта, а в результате – к увеличению времени и стоимости разработки объекта.

В теории проектирования самолетов вопросу прогнозирования массы конструкции на ранних стадиях разработки уделяется большое внимание. Это связано с тем, что с самого зарождения авиации вес конструкции является одной из главных забот конструкторов, так как уменьшение этой характеристики, во-первых, определяет саму возможность полета, а во-вторых, определяет его транспортную эффективность. Кроме того, одним из важнейших разделов науки о проектировании летательных аппаратов является, так называемое "весовое проектирование", в котором используется аппарат "весовых формул". В современной авиационной технической литературе соответствующие расчетные формулы и методики давно и устойчиво называются "весовыми" [17], не смотря на то, что для обозначения количества вещества (материала) обычно употребляется термин "масса".

5.1.1 Весовые формулы

Для выбора основных параметров ЛА на ранних стадиях проектирования необходимо знание (предсказание!) величин абсолютных и относительных масс конструкции в целом $m_к$, $\overline{m}_к = \dfrac{m_к}{m_0}$ и ее частей: крыла $m_{кр}$, $\overline{m}_{кр} = \dfrac{m_{кр}}{m_0}$, оперения $m_{оп}$ и прочих. Далее эти величины используются в расчетах центровок, нагрузок и ряде других. Поэтому точность весовых прогнозов играет важную роль в общем проектировании ЛА.

Основы систематизированного изучения проблемы прочности и весовой эффективности авиационных конструкций даны в книге Ф.Р. Шенли [46].

Для оценки абсолютных и относительных масс конструкции несущих поверхностей предложено довольно много, так называемых, "весовых формул" [6, 17]. Формулы, выдержавшие испытание временем, часто носят имя своего автора. Представление о весовых формулах дают следующие примеры.

- Формула Дриггса для оценки веса 1 м^2 крыла

$$q_{кр} = k\sqrt{\frac{n_A^p p_0 l}{1000}},$$

где n_A^p - коэффициент расчетной перегрузки, k -коэффициент, учитывающий разгрузку крыла.

- Формула Козловского для оценки массы крыла

$$m_{кр} = \frac{k_1}{100}\left(\frac{n_A^p m_0 l}{\cos\chi}\right)^{0,835}.$$

- Формула Бадягина для оценки относительной массы крыла

$$\overline{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p m_0^{0,5}\varphi\lambda}{10^4 p_0 (\overline{c}_0)^{0,75}\cos^{1,5}\chi}\cdot\frac{\eta+4}{\eta+1}+\frac{4,5k_2k_3}{p_0}+0,015,$$

где φ - коэффициент, учитывающий разгрузку крыла топливом; λ и η - удлинение и сужение; коэффициенты k_1, k_2 и k_3 учитывают тип панелей, наличие наплывов и предкрылков, способ герметизации баков.

Относительная масса конструкции зависит от многих факторов: геометрической формы, перегрузки, распределения нагрузки, размеров и размещения вырезов, прочностных и жесткостных характеристик материалов и ряда других.

Как правило, в весовых формулах в основе учета связи между геометрическими характеристиками и внешними нагрузками конструкций, с одной стороны, и внутренними усилиями в них, с другой, используется балочная теория, а такие факторы, как расположение двигателей на крыле или на фюзеляже, наличие наплывов в корневой части и т.п., учитываются многочисленными поправочными коэффициентами, получаемыми обычно из статистических данных уже построенных самолетов.

Такой подход не позволяет гарантировать высокую точность весовых расчетов в случаях

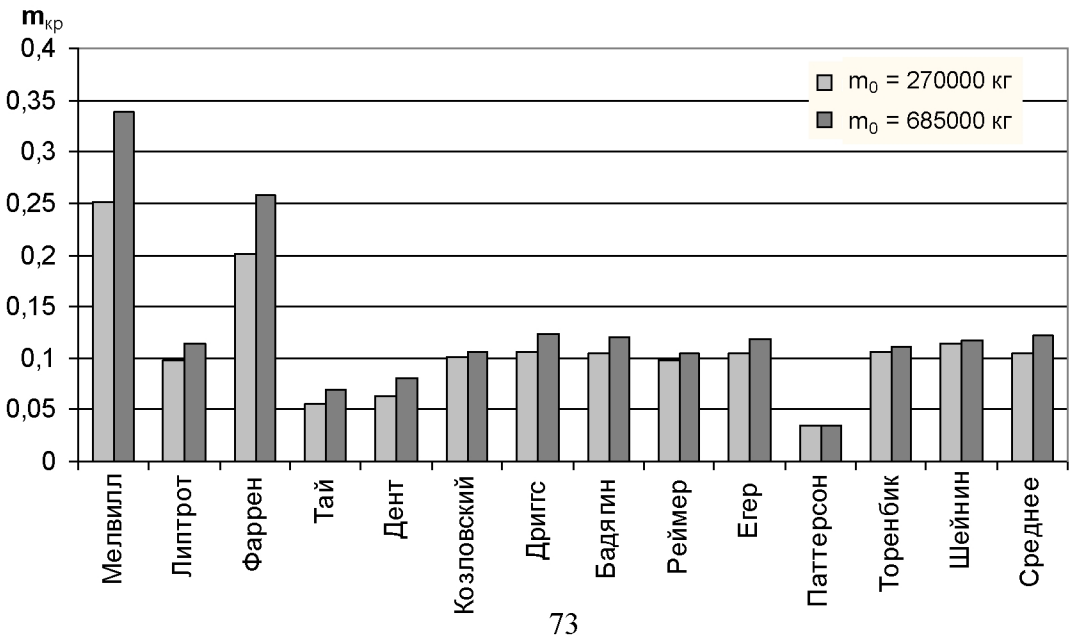


Рисунок 5.1 - Результаты расчетов относительной массы конструкций крыльев

использования необычных внешних форм, новых технических решений по типу конструкции или при резком увеличении абсолютных размеров самолета, если весовые формулы не учитывают должным образом закон *квадратов и кубов* [17]. В качестве примера на рисунке 5.1 приводятся результаты расчетов относительной массы конструкции крыла для двух самолетов. Одного с параметрами, близкими к Ил-96МТ, и другого – грузового самолета с полезной нагрузкой 250т (проект "Ecolifter").

Различные весовые формулы дают довольно большой разброс результатов. Для преодоления этого недостатка В.М. Шейнин предложил метод множественных вычислений [17], суть которого состоит в том, что крайние оценки отбрасываются, а промежуточные – осредняются. Для традиционных конструкций этот метод дает хорошие результаты. Вместе с тем, достижения в численном моделировании конструкций и установление некоторых интересных свойств упругих систем позволяют построить более общий подход к весовому проектированию [15].

5.1.2 Силовой фактор

Связь между результатами расчетов конструкции по МКЭ и ее потребной массой может быть выражена через специфический критерий *силовой фактор* - G, который отражает одновременно величину и протяженность действия внутренних усилий в конструкции.

Для ферм

$$G = \sum_{i=1}^{n} |N_i| \; l_i \,, \tag{5.1}$$

где i - номер стержня, N - усилие, l - длина.

Для мембранных конструкций

$$G = \sum_{i=1}^{n} R_i \;\; S_i \,, \tag{5.2}$$

где i - номер элемента, R - эквивалентный поток усилий, S - площадь элемента.

Для трехмерных конструкций

$$G = \int_{V} \sigma^{экв} \, dV \,, \tag{5.3}$$

где $\sigma^{экв}$ - эквивалентное напряжение, V - объем материала конструкции.

Силовой фактор имеет ряд интересных свойств, которые могут быть полезны для весовых оценок конструкций.

- Величина G определяется силовой схемой конструкции, то есть типом элементов, их количеством, способами соединения между собой и расположением в пространстве. Для

статически определимых конструкций величина G не зависит от соотношения жесткостей силовых элементов, а для статически неопределимых, как показывают вычислительные эксперименты, зависит слабо. Например, площади поперечных сечений некоторых элементов и внутренние усилия в них могут меняться в процессе оптимизации конструкции в несколько раз, в то время как G конструкции в целом изменяется только на несколько процентов.

- Теоретически необходимый объем материала полнонапряженной конструкции с определенной силовой схемой V_T может быть оценен через G и величину допускаемого напряжения $\bar{\sigma}$ с использованием однократного расчета внутренних усилий для некоторого рационального начального распределения жесткостей элементов по простейшему соотношению

$$V_T = \frac{G}{\bar{\sigma}}. \qquad (5.4)$$

Действительно, для полнонапряженной фермы имеем

$$V_T = \sum_{i=1}^{n} \frac{|N_i|}{\bar{\sigma}} l_i = \sum_{i=1}^{n} F_i l_i, \qquad (5.5)$$

где F_i - площадь поперечного сечения стержня.

Аналогичный результат можно получить для конструкций из мембранных элементов, если использовать в качестве меры внутренних усилий эквивалентные потоки усилий [13].

- Величина G позволяет также оценить:

* минимальную потенциальную энергию деформаций, которая может быть достигнута в результате оптимизации распределения определенного объема материала V_0 по элементам конструкции [47]

$$U = \frac{G^2}{2 E V_0}, \qquad (5.6)$$

* минимальный теоретически необходимый объем материала конструкции, если имеется ограничение на величину обобщенного перемещения $q \le [q]$ под действием обобщенной силы Q,

$$V \ge \frac{G^2}{E Q [q]}, \qquad (5.7)$$

* минимальный теоретически необходимый объем конструкции, если имеется ограничение на величину какой-либо характеристики жесткости конструкции $K \ge [K]$,

$$V \geq \frac{[K]}{E}\overline{G}^2, \qquad (5.8)$$

где K - отношение обобщенной силы к соответствующему обобщенному перемещению $K = \frac{Q}{q}$;

$\overline{G}$ - силовой фактор конструкции под действием единичной обобщенной силы. Это может быть, например, крутящий момент, приложенный к концевой нервюре, если рассматривается задача, связанная с обеспечением крутильной жесткости крыла.

- Величина G может быть вычислена с довольно высокой точностью на относительно грубых конечно-элементных моделях. Вычислительные эксперименты для различных крыльев [48] показывают, что приемлемая точность может быть получена на сетках с числом элементов порядка $n \approx 10^2$, в то время как для анализа прочности и ресурса крыльев требуется $n \approx 10^4$.

Через $V_т$, плотность материала ρ и коэффициент полной массы φ, который учитывает прирост массы за счет стыковочных и несиловых элементов в конструкции, за счет отклонений от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкций и т.п., можно вычислить реальную (практическую) массу конструкции

$$m_{\hat{e}} = \varphi\rho V_T = \varphi\rho\frac{G}{\overline{\overline{\sigma}}} \qquad (5.9)$$

или

$$m_{\hat{e}} = \varphi\frac{G}{\overline{\overline{\sigma}}}, \qquad (5.10)$$

где $\overline{\overline{\sigma}}$ - удельная прочность материала.

В весовой формуле (5.10) каждый из трех сомножителей определяет почти независимые друг от друга свойства конструкции:

G - геометрию, силовую схему и нагрузки;

$\overline{\overline{\sigma}}$ - прочность материала;

φ - конструктивно-технологическое совершенство.

Соотношение типа (5.10) может быть использовано для построения новых весовых формул конструкции в целом и отдельных ее частей. При этом $\overline{\overline{\sigma}}$ будет отражать выбор материала, G - учтет все особенности выбора силовой схемы будущей конструкции, а коэффициент φ может быть определен из анализа уже построенного самолета, который целесообразно взять в качестве прототипа

$$\varphi = \frac{\tilde{m}_к \bar{\tilde{\sigma}}}{\tilde{G}}, \qquad (5.11)$$

где знак ~ используется для обозначения величин, относящихся к прототипу.

Если прототип обладает высоким весовым совершенством и в процессе разработки конструкции не ожидается больших изменений в технических решениях (φ) и в выборе материала ($\bar{\sigma}$), например при модификациях, то для оценки массы новой конструкции формула (5.10) может быть переписана с учетом (5.11) особенно просто

$$m_к = \frac{G}{\tilde{G}} \tilde{m}_к, \qquad (5.12)$$

В современных условиях практически всегда имеются конечно-элементные модели и прототипа, и новой конструкции, и вычисление G не вызывает больших затруднений.

5.1.3 Безразмерный коэффициент силового фактора

Определенным недостатком критерия "силовой фактор" является его размерность. В работе [15] рассмотрены геометрически подобные преобразования конструкции и показано, что при неизменных нагрузках силовой фактор пропорционален коэффициенту геометрического подобия. Введен безразмерный коэффициент силового фактора C_K, который связывает его величину с нагрузкой на конструкцию и ее линейными размерами:

$$C_K = G / (P\, l), \qquad (5.13)$$

где P и l – характерные нагрузка и размер конструкции, выбранные по определенному соглашению.

На рисунке 5.2 показаны примеры простейших конструкций (стержня, двухстержневой фермы, конструкции Мичелла, двухпоясной балки) с указанием величины коэффициента силового фактора.

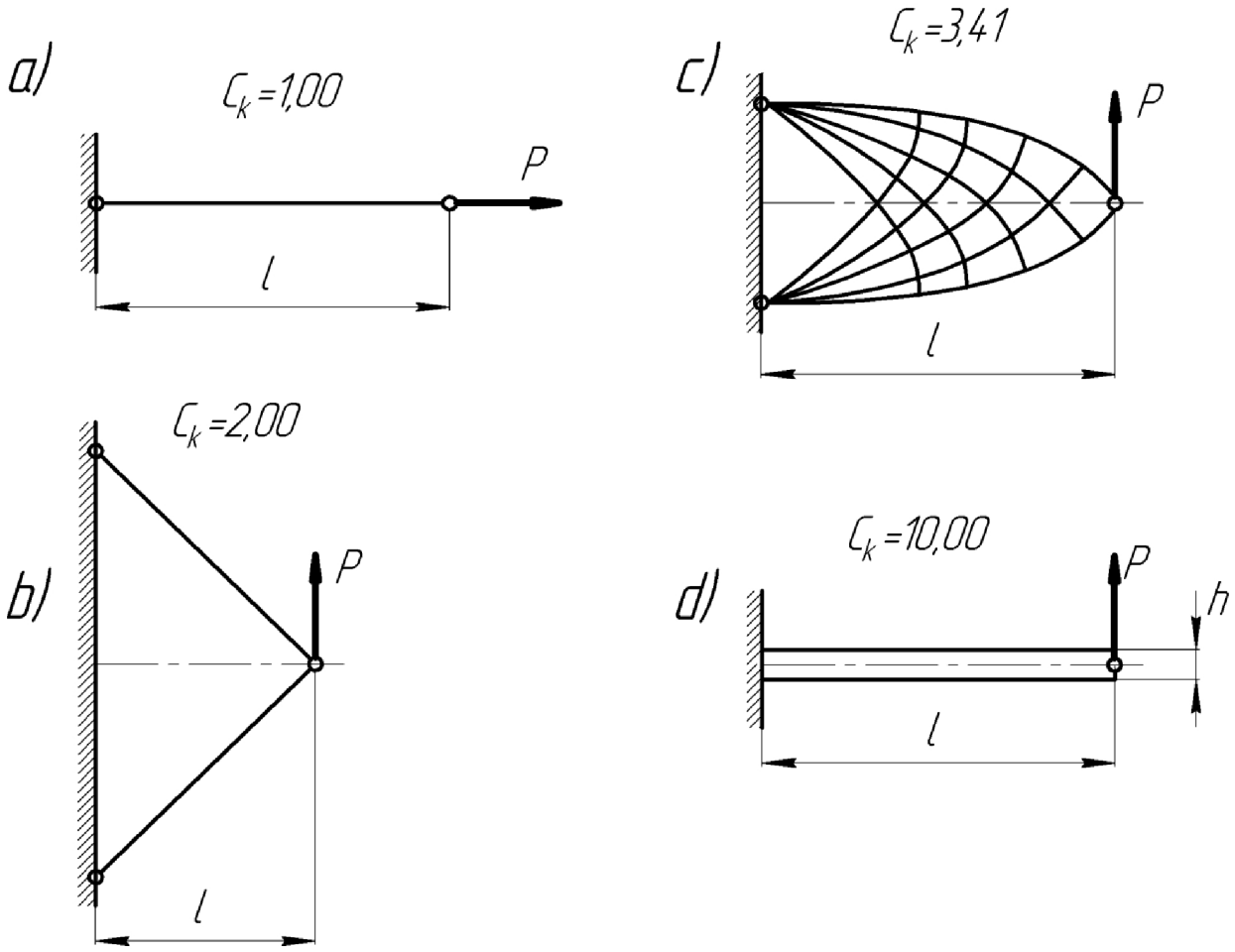


Рисунок 5.2 – Величина коэффициента силового фактора для различных конструкций

В этих примерах в качестве характерной нагрузки выбрана сосредоточенная сила, а в качестве характерного размера - расстояние от точки приложения силы до закрепления.

Безразмерный коэффициент C_K ставит в соответствие каждой топологической структуре определенное число, которое характеризует её силовое совершенство.

Через коэффициент силового фактора, если он известен, может быть определен силовой фактор G:

$$G = C_K PL, \qquad (5.14)$$

и далее по (5.10) определена масса конструкции. Коэффициент C_K с точностью до множителей определяет массу конструкции.

Здесь следует отметить аналогию с определением подъемной силы Y через безразмерный коэффициент подъемной силы C_y:

$$Y = C_y qS \qquad (5.15)$$

где q - скоростной напор, S – площадь крыла (характерный размер).

Если в качестве характерной нагрузки для крыла брать подъемную силу, а в роли характерного линейного размера - корень квадратный из площади крыла $\sqrt{S}$, то на основе формулы (5.10) можно получить следующие выражения для определения абсолютной m_k и относительной $\bar{m}_k$ масс крыла:

$$m_k = \varphi / \overline{\overline{\sigma}} \cdot (C_K n_p m_0 g \sqrt{S}), \tag{5.16}$$

$$\bar{m}_k = m_k / m_0 = \varphi / \overline{\overline{\sigma}} \cdot (C_K n_p g \sqrt{S}), \tag{5.17}$$

где n_p – расчетная перегрузка;

m_0 – взлетная масса летательного аппарата.

Полученная формула (5.17) хорошо согласуется с весовыми формулами (15.96) и (15.101) книги [49] и (6.9) и (6.11) книги [6] по роли таких важнейших параметров, как m_0 и p_0. В то же время формула (5.17) в этом отношении существенно расходится с формулами (15.111) [49] и (6.5) [6].

Отметим, что на ранних стадиях проектирования точные линейные размеры конструкции и абсолютные значения нагрузок чаще всего не известны. Следовательно, именно безразмерный коэффициент Комарова C_K наиболее целесообразно применять для оперативной оценки качества различных вариантов силовых схем изделия. Причем на прогнозном этапе разработки авиационных конструкций однозначные решения по выбору основных параметров силовой схемы чаще всего еще не приняты. Поэтому для оценки массы объекта проектирования удобно использовать математические модели, применяемые для структурной оптимизации конструкции.

5.1.4 Весовой контроль

Ряд соотношений, полученных в предыдущих разделах, может использоваться не только для весового анализа, связанного с оценкой взлетной массы самолета, но также и для решения некоторых других задач по оптимизации конструкций и по контролю качества детального проектирования. Коротко укажем на них.

1. Безразмерный коэффициент силового фактора C_K, вычисляемый по (5.13), позволяет объективно и комплексно сравнивать потенциальное весовое совершенство существующих и проектируемых крыльев с различными размерами и формой в плане, с различными законами изменения строительных высот и с различными силовыми схемами.

2. Прогнозирование массы отдельных частей конструкции по (5.17) позволяет выдавать в начале проектирования их научно-обоснованные весовые лимиты.

3. Коэффициент полной массы φ может использоваться на завершающей стадии разработки конструкции как критерий качества детального проектирования. Когда имеются сборочные чертежи и результаты весовых расчетов уже спроектированной конструкции, то φ вычисляется по (5.11) как для прототипа. Вычисление φ как для всей конструкции в целом, так и для отдельных ее частей, дает очень интересную информацию для конструкторов. В частности, величина φ, оказывается довольно стабильной для крыльев различных самолетов. Большая величина φ может выявлять неудачные конструктивно-технологические решения, необоснованный выбор дорогостоящих высокопрочных материалов и т.п.

5.2 Силовой анализ конструкций

Анализ распределения материала и основных путей передачи сил в континуальной модели объекта проектирования с учетом конструктивных и технологических требований позволяет разработать рациональную силовую схему, наиболее близкую к идеалу – ТОК.

В работе [13] разработана методика выбора рациональных силовых схем крыльев с использованием трехслойной континуальной модели, составленной из изотропной обшивки переменной толщины, работающей в плоском напряженном состоянии, и непрерывного заполнителя, работающего только на сдвиг. Рассмотрим особенности применения этой методики к модели твердого деформируемого тела со свойствами материала (4.11) – (4.12).

При проектировании крыла сгустки плотности получаются в тонких слоях в определенных зонах около верхней и нижней поверхности. Наружные слои континуальной модели крыла, расположенные на максимальном расстоянии от серединной поверхности конструкции, наиболее эффективно воспринимают изгибающие и крутящие моменты. В крыле большого удлинения напряженное состояние в этих слоях близко к одноосному, направленному преимущественно вдоль размаха несущей поверхности. Традиционные цветографические картины и линии равных уровней нормальных, касательных и эквивалентных напряжений могут не дать четкого представления об основных путях передачи сил в пространственной ТОК. Для выявления этих путей используем в каждом элементе главные напряжения. Умножение их на среднюю толщину наружного слоя для i-го трёхмерного элемента t_i даёт потоки усилий в этом элементе, которые также называются главными [13]. Величина t_i может быть определена по следующему соотношению:

$$t_i = V_i / S_i, \qquad (5.18)$$

где S_i – площадь срединной поверхности элемента наружного слоя, рисунок 5.3.

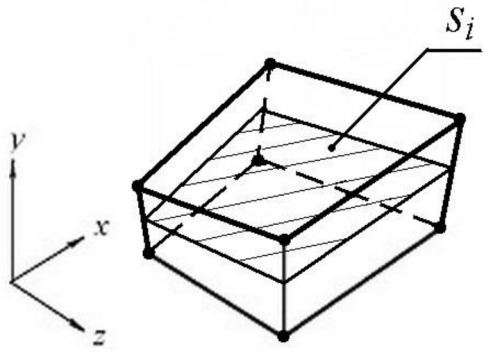


Рисунок 5.3 - Элемент наружного слоя континуальной модели крыла

Потоки главных усилий (ПГУ) в конструкции изобразим на схеме модели так: направление стрелок и их ориентацию в каждом элементе сохраним такими же, как у главных напряжений, а длину стрелок назначим пропорционально значениям потоков усилий. Картина ПГУ в элементах несущей поверхности в плане даёт наглядное и достаточно полное представление о способе передачи усилий в наружных слоях. При формировании рациональных вариантов силовых схем ориентацию стержневых элементов – стрингеров, поясов лонжеронов и дополнительных элементов (шассийных балок, внутренних подкосов и т. п.) целесообразно выбирать в соответствии с направлениями ПГУ.

Для анализа работы материала в серединных слоях континуальной модели, расположенных между наружными слоями, рассмотрим упругий трехмерный элемент среды, которая передает перерезывающие силы Q_x и Q_z (рисунок 5.4).

Со стороны рассматриваемого элемента на единичные площадки смежного слоя континуальной модели несущей поверхности действуют касательные силы τ_{xy} и τ_{zy}, равные касательным напряжениям. Заменим силы τ_{xy} и τ_{zy} равнодействующей τ и назовем её, следуя [13], главной касательной силой (ГКС). Для визуального анализа ГКС можно изображать как векторы в центре массы соответствующих элементов на виде крыла в плане. В работе [50] показано, что стенки лонжеронов крыла, направленные в соответствии с ГКС, будут иметь минимальную массу.

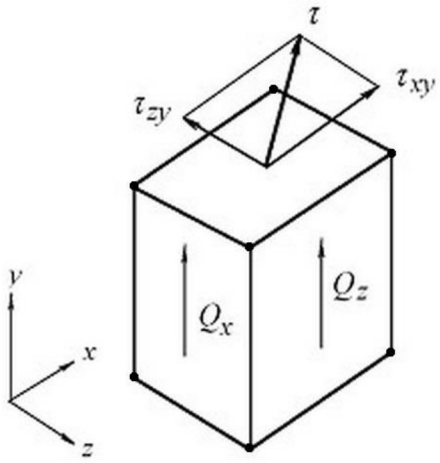


Рисунок 5.4 - Элемент серединного слоя континуальной модели крыла

Идеи, высказанные в [13], могут быть использованы и развиты для цели проектирования произвольной пространственной тонкостенной конструкции. Методика выбора рациональной силовой схемы конструкции на основе интерпретации силовой работы тела со свойствами материала (4.11) – (4.12) заключается в следующем.

1. Для удобства анализа силовой работы континуальная модель делится на ряд слоев объемных конечных элементов.

2. Первое приближение к выбору рациональной структуры синтезируемого объекта может дать информация о расположении в ТОК сгустков плотности и зон с "разреженной" плотностью (а, следовательно, и с незначительной жесткостью). Граница между вырожденными и невырожденными элементами определит контур силовой части проектируемой упругой системы. Если эта граница не является чётко выраженной, то далее целесообразно прорабатывать несколько вариантов структуры конструкции.

3. Принимая во внимание достаточно малые размеры конечных элементов континуальной модели, полагаем, что компоненты тензора напряжений внутри элементов изменяются незначительно. Поэтому для выявления основных путей передачи усилий в ТОК анализируются значения напряжений и усилий в центрах элементов.

4. Послойная визуализация распределения материала и ПГУ позволяет выявить зоны ТОК, в которых материал работает в существенно одноосном или двухосном напряженном состоянии. В силовой схеме разрабатываемой конструкции в этих зонах целесообразно использовать, соответственно, стержни и оболочки.

5. Для уточнения формы и расположения оболочек можно использовать картины главных касательных сил в различных проекциях ТОК.

6. Элементы, предназначенные для подкрепления оболочек, целесообразно располагать в соответствии с картинами ПГУ, стремясь к тому, чтобы направления стержней были близкими к направлению одного из главных усилий на соответствующем участке.

Пример картины ПГУ в континуальной модели показан на рисунке 5.5.

В качестве примера визуализации ГКС рассмотрим призматический стержень с квадратным поперечным сечением, рисунок 5.6, защемленный по одному торцу и нагруженный крутящим моментом по свободному торцу. Для стержня, заполненного материалом переменной плотности, по *алгоритму 1* получена ТОК. На рисунках 5.7 – 5.10 показано распределение материала и траектории ГКС в продольном и поперечном сечениях ТОК.

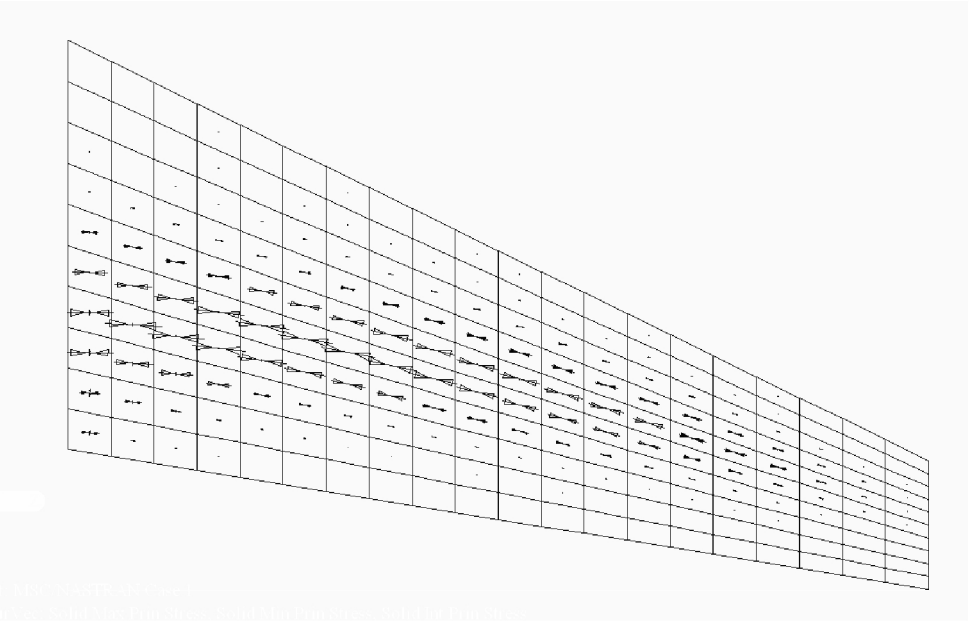


Рисунок 5.5 – ПГУ в верхнем слое теоретически оптимальной конструкции крыла легкого маневренного самолета

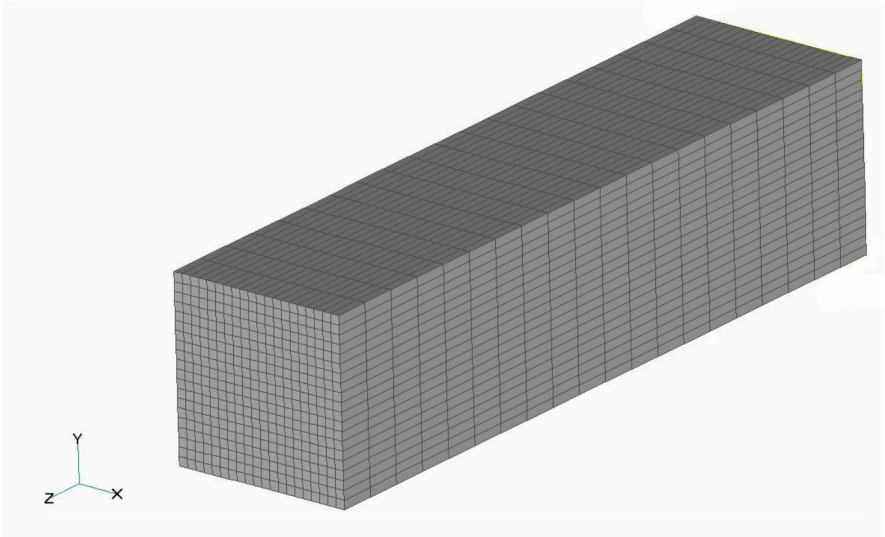


Рисунок 5.6 - Континуальная модель стержня

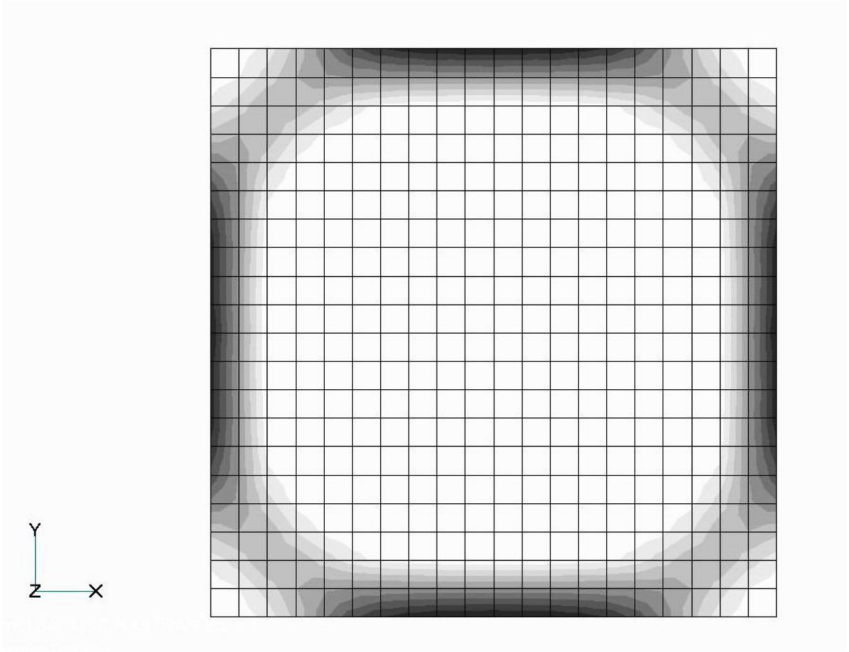


Рисунок 5.7 – Распределение плотности в срединном поперечном сечении теоретически оптимального стержня

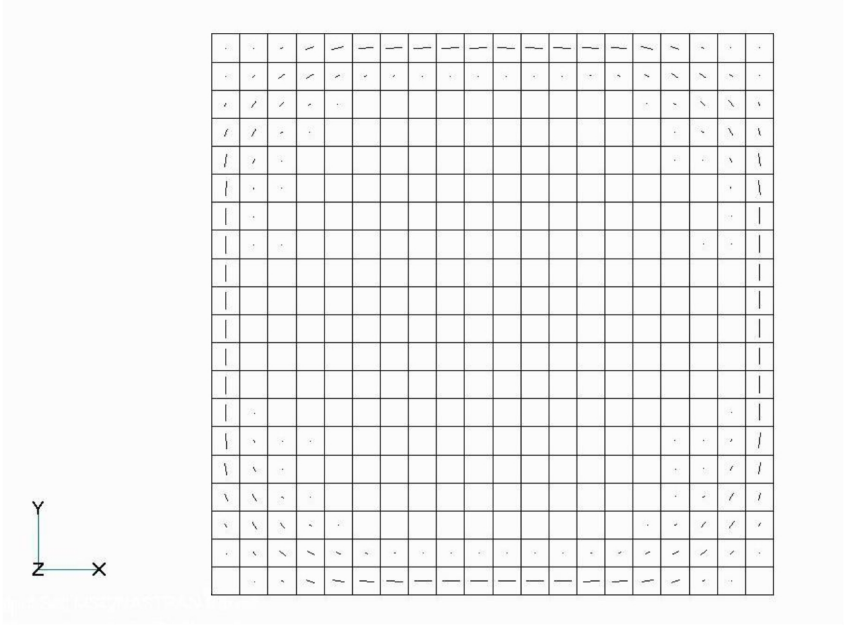


Рисунок 5.8 – Траектории ГКС в срединном поперечном сечении теоретически оптимального стержня

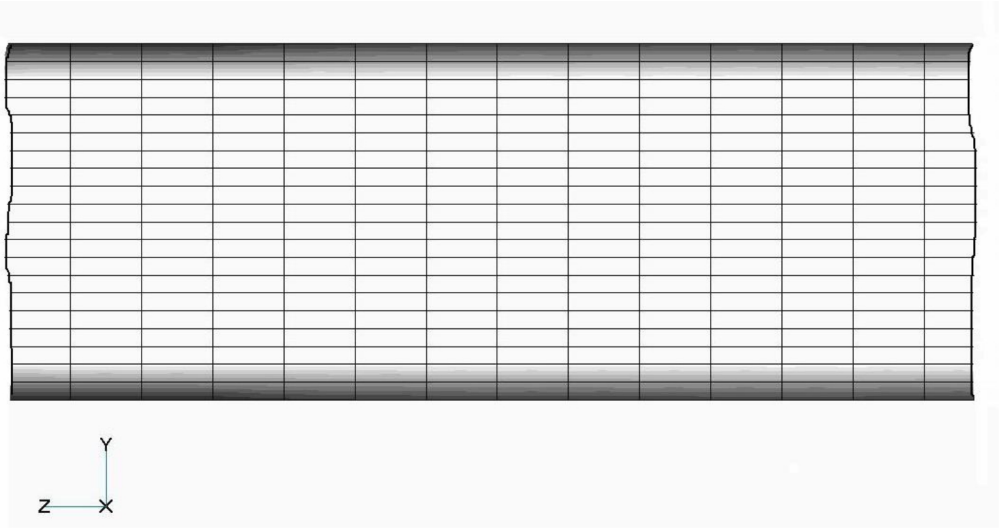


Рисунок 5.9 – Распределение плотности в срединном продольном сечении теоретически оптимального стержня



Рисунок 5.10 – Траектории ГКС в срединном продольном сечении теоретически оптимального стержня

Таким образом, картины распределения плотности, ПГУ и ГКС в континуальной модели объекта, составленной из ряда слоев объемных конечных элементов, позволяют наглядно визуализировать и интерпретировать особенности силовой работы пространственных тонкостенных конструкций.

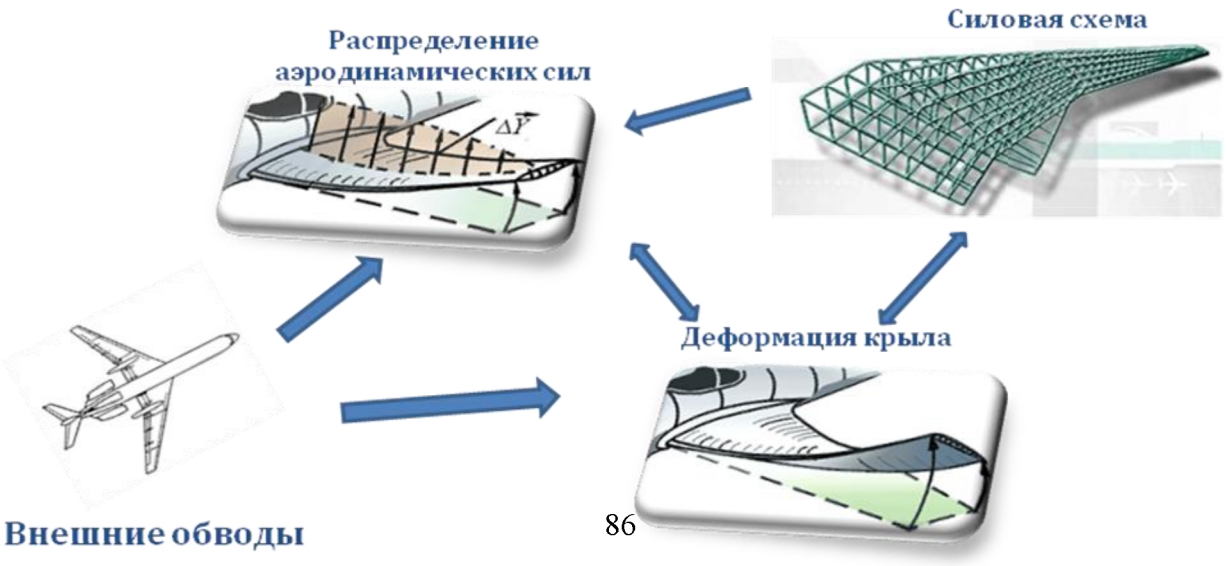
6 РЕШЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ЗАДАЧ

6.1 Учет влияния деформаций конструкций на нагрузки

Реализация технологии «точного попадания» на ранних стадиях проектирования обычно сталкивается с проблемой неопределенности в исходных данных. В частности, источником такой неопределенности при проектировании крыльев является взаимосвязь между величиной и распределением аэродинамической нагрузки и деформацией конструкции, а также силовой схемы и распределения жесткостей собственно конструкции, которая в свою очередь зависит от нагрузок. Схематически связь между аэродинамикой, конструкцией и деформациями показана на рисунке 6.1.

Рисунок 6.1- Взаимосвязи между аэродинамикой, конструкцией и деформациями крыла ЛА

Один из эффективных приемов преодоления многих неопределенностей в проектировании сложной техники по эволюционной технологии состоит в использовании декомпозиции задач и решении их в определенной последовательности. Так, в проектировании самолетов сначала традиционно делается выбор внешних форм с учетом требований аэродинамики в предположении абсолютной жесткости летательного аппарата. Затем выбирается конструкция с учетом требований прочности и т.д. Однако по мере совершенствования методов проектирования и, особенно, с применением математических методов оптимизации, результаты, найденные в рамках различных научных дисциплин, перестают соответствовать друг другу. Или даже входят в противоречие. Приведем простой пример. Тщательное проектирование крыла приводит к конструкции, близкой к равнопрочной. Высокий уровень напряжений порождает большие деформации, которые могут изменить распределение аэродинамических нагрузок. На рисунке 6.2 показано распределение подъемной силы по размаху стреловидного крыла в предположении его



абсолютной жесткости (сплошная линия) и с учетом деформаций (пунктир).

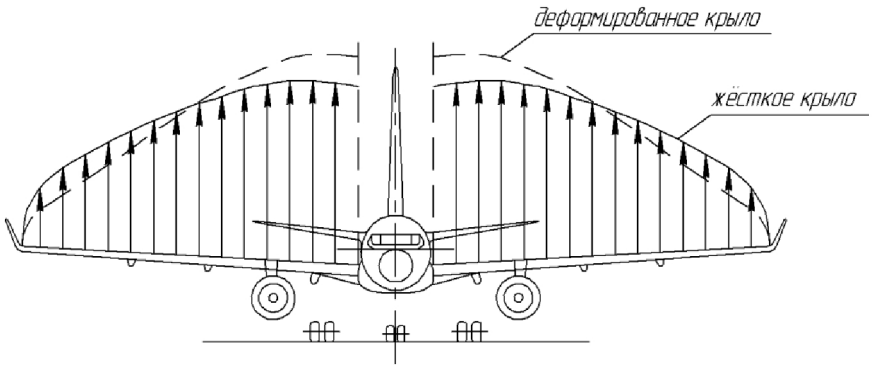


Рисунок 6.2 – Распределение подъемной силы по размаху крыла

Разница изгибающих моментов в корневой части крыла составляет величину более 10%. Неучет этого обстоятельства в проектировании представляется недопустимым. Поэтому внимание многих специалистов в последнее время обращено на решение задач многодисциплинарной оптимизации.

В силу большой сложностью учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования в проектной практике используется подход, связанный с декомпозицией задач. Аэродинамические расчеты предполагают абсолютную жесткость конструкции. По нагрузкам, рассчитанным для жесткой конструкции, определяются ее силовая схема, и проводится оптимизация распределения материала. Нормы прочности рекомендуют: «Если деформации конструкции под нагрузкой значительно изменяют распределение внешних или внутренних нагрузок, это перераспределение следует принимать во внимание». К сожалению, в них отсутствуют указания на то, когда и как нужно делать этот перерасчет. Как правило, такие перерасчеты не делаются, и в силовые элементы конструкции крыльев при таком подходе закладываются определенные избытки массы.

С учетом того, что использование новых высокопрочных материалов, наряду с использованием эффективных методов оптимизации конструкции, неизбежно повышает уровень средних напряжений в конструкции, неизбежно увеличиваются и деформации конструкции под нагрузкой. Все сказанное говорит об актуальности разработки методов, которые позволяли бы достаточно просто, хотя бы в первом приближении, определять аэродинамические нагрузки на крыло с учетом его возможных деформаций.

Основной трудностью для учета деформаций крыла при расчете нагрузок на него на начальной стадии проектирования является отсутствие самой конструкции и, следовательно, информации о ее жесткости. Причем для правильного задания нагрузок было бы желательно знать упругие свойства конструкции по возможности близкой к оптимальной.

Рассмотрим возможный вариант построения связи между аэродинамическими нагрузками и деформациями конструкции минимальной массы. В качестве расчетных методов будем ориентироваться на МКЭ и численные методы аэродинамики, обеспечивающие учет деформаций крыла.

В области аэродинамических расчетов, отличающихся особой сложностью, разрабатываются и реализуются различные методы компьютерной аэродинамики. Из современных пакетов высокого уровня отметим StarCD, ANSYS FLUENT, ANSYS CFX, FlowVision и BLWF.

Предположим, что известны внешние и внутренние границы конструкции, то есть область, в которой она может размещаться. Например, для крыла – это внешние обводы с вычетом частей, занятых элеронами, механизацией, шассийной нишей и т.п. Заполним допустимую область материалом переменной плотности со свойствами (4.11) – (4.12).

Потенциально такое непрерывное трехмерное тело содержит внутри себя все мыслимые силовые схемы, в том числе и оптимальные с точки зрения передачи усилий или близкие к ним, которые могут быть образованы сгустками материала переменной плотности внутри допустимой геометрической области.

Принимая во внимание эту возможность, построим следующий план решения задачи о расчете распределения нагрузок на крыло, которое соответствует деформациям оптимальной, но еще не известной конструкции.

1. В заданные геометрические ограничения вписывается твердое деформируемое тело, разбивается на достаточно малые трехмерные конечные элементы.

2. Назначается начальная, отличная от нуля, плотность каждого элемента ρ_{0i}. *Здесь индексы 0- номер итерации, i – номер элемента.*

3. Рассчитывается распределение давления для абсолютно жесткой конструкции крыла на заданные перегрузки ЛА тем или иным адекватным численным методом.

4. Для нагрузки по п.3 отыскивается оптимальное распределение материала в теле переменной плотности в виде плотностей отдельных конечных элементов с учетом удельного допускаемого напряжения реального материала, предполагаемого для использования в данной конструкции.

5. По результатам п.4 назначаются по (4.11) *упругие характеристики каждого конечного элемента.*

6. Рассчитываются абсолютные деформации (перемещения) крыла с полученным новым распределением материала.

7. Рассчитываются новые углы атаки и распределение давления для заданной по п.6 деформированной конструкции крыла, которые обеспечивают заданные перегрузки.

8. Полученные в п.7 нагрузки передаются в п.4 вместо нагрузок по п.3, и расчет повторяется до стабилизации.

Алгоритм оптимизации распределения материала в теле переменной плотности при заданных нагрузках имеет следующий вид.

4.1. Для заданного начального распределения плотностей элементов и соответствующих модулей упругости элементов E_{0i}, *назначаемых по* (4.11), *рассчитывается напряженное состояние трехмерного тела. Определяется эквивалентные напряжения в каждом элементе* $\sigma_{0i}^{экв}$ *по принятой теории прочности, например, по условию текучести Генки- Губера- Мизеса:*

$$\sigma^{\acute{y}\hat{e}\hat{a}} = \left(\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1\sigma_2 - \sigma_2\sigma_3 - \sigma_3\sigma_1\right)^{1/2}, \tag{6.1}$$

где σ_1, σ_2, σ_3 *– главные напряжения.*

4.2. Вычисляются новые значения плотностей элементов ρ_{1i} *по*

$$\rho_{1i} = \frac{\sigma_{0i}^{\acute{y}\hat{e}\hat{a}}}{\overline{\overline{\sigma}}}. \tag{6.2}$$

В трехмерном теле переменной плотности напряжения можно рассматривать как внутренние усилия и по ним подбирать необходимую плотность и прочность материала в соответствующих местах. Смысл вычисления новых плотностей по (6.2) состоит в том, что если бы распределение эквивалентных напряжений по элементам не зависело от распределения жесткостей, то во всех элементах было бы реализовано одинаковое допускаемое удельное напряжение

$$\frac{\sigma_{0i}^{\acute{y}\hat{e}\hat{a}}}{\rho_{1i}} = \overline{\overline{\sigma}} = const, \tag{6.3}$$

что можно истолковать как получение равнопрочной конструкции.

Однако неравномерное изменение жесткостей по (6.2) вызывает изменение распределения напряжений. Подобно тому, как, например, в статически неопределимой ферме изменение жесткостей стержней вызывает изменение усилий в них. Поэтому новые значения плотностей элементов передаются в п. *4.1.* вместо исходных, и расчёт повторяется до стабилизации, то есть до получения равнопрочной (полнонапряженной) конструкции.

В [13, 51] дано доказательство сходимости *алгоритма 4.1 – 4.2* для случая, когда эквивалентные напряжения вычисляются через удельную потенциальную энергию

$$\sigma^{\acute{y}\hat{e}\hat{a}} = \left[\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\mu\left(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1\right)\right]^{1/2}, \tag{6.4}$$

где μ – коэффициент Пуассона.

Также доказано, что в этом случае *алгоритм 4.1 – 4.2* приводит к конструкциям с минимальным значением силового фактора G (5.3).

Практические расчеты показывают, что вычисление эквивалентных напряжений по (6.2) вместо (6.4) не оказывает заметного влияния на сходимость *алгоритма 4.1 - 4.2* и на характер изменения силового фактора по итерациям.

6.2 Использование прототипов

Как бы ни были совершенными математические модели, используемые в проектировании, на окончательный результат – параметры завершенного проекта – оказывает влияние множество трудно формализуемых факторов. Анализ уровня максимальных напряжений в конструкции некоторых спроектированных и построенных крыльев показал, что средняя величина этих напряжений в них примерно на 30% меньше той, на которую проектировались силовые элементы по условиям обеспечения заданного ресурса и работы без потери устойчивости. Объясняется это отступление рядом технологических требований, а также назначением толщин обшивок в концевой части крыла по требованиям аэроупругости. Знание реально достижимой величины средних напряжений в крыле существенно для правильного прогнозирования деформаций при проектировании нового самолета. Для учета таких факторов может быть использована методика, укрупнено показанная на рисунке 6.3.

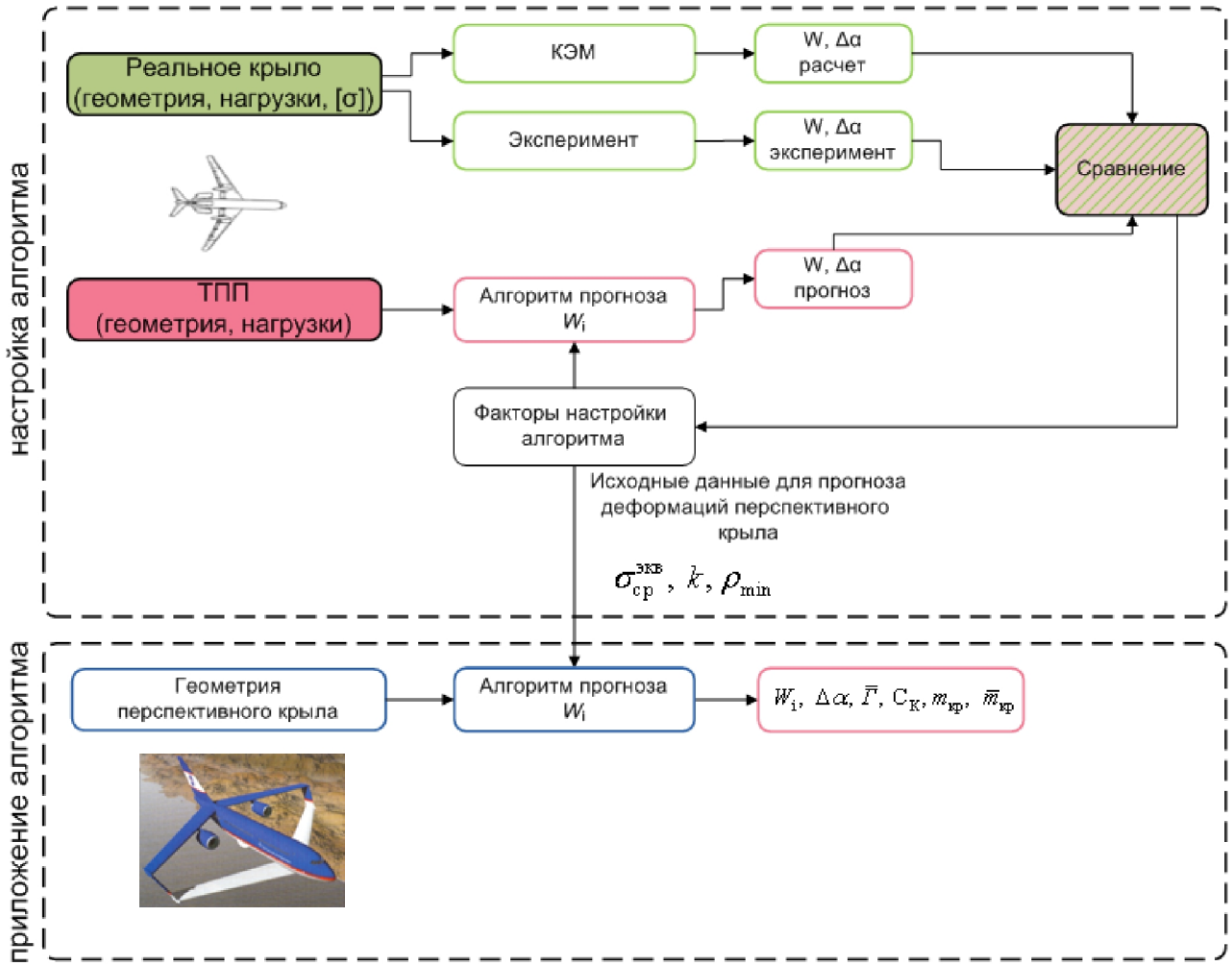


Рисунок 6.3 - Методика определения значимых факторов для обеспечения точности прогнозных расчетов перспективных самолетов,

где W, α, Γ, $C_к$, $m_{кр}$, σ, ρ, k - прогибы крыла, углы атаки, циркуляция скорости, коэффициент силового фактора, масса крыла, напряжение,

плотность материала и коэффициент, учитывающий геометрические особенности оптимизационной модели, соответственно.

Суть ее состоит в том, что по предлагаемой методике многодисциплинарной оптимизации сначала производится проектирование уже существующего самолета (прототипа) в целом или его частей на условия, которые задавались на соответствующем этапе проектирования. То есть организуется как бы сдвиг во времени назад. Далее результаты сравниваются. Естественно, что они различаются, так как реальная конструкция неизбежно «впитала» в себя в процессе испытаний и доводок все трудно формализуемые и трудно учитываемые факторы. Далее выясняются причины расхождений и ищутся пути корректировки оптимизационной модели. В этой роли могут использоваться настроечные коэффициенты и константы. При таком подходе методика многодисциплинарной оптимизации может применяться для проектирования самолета с большими

компоновочными отличиями от прототипа. Верхний мегаблок на рисунке 6.3 может рассматриваться как настройка предсказательной модели.

Рассмотрим роль и значимость отдельных факторов, влияющих на деформации крыла, с использованием адекватного математического моделирования на примере типичной конструкции магистрального пассажирского самолета, для которой имеется исчерпывающая документация по жесткостям, нагрузкам и результатам испытаний.

На рисунке 6.4 показаны контуры крыла в плане с конечно-элементной сеткой.

Рисунок 6.4 - Схема размещения датчиков на консоли крыла для замера вертикальных перемещений

На рисунке 6.5 показана КЭМ, составленная из стержневых и сдвиговых элементов системы NASTRAN, с жесткостями реального крыла для случая приложения всех вертикальных нагрузок по оси жесткости.

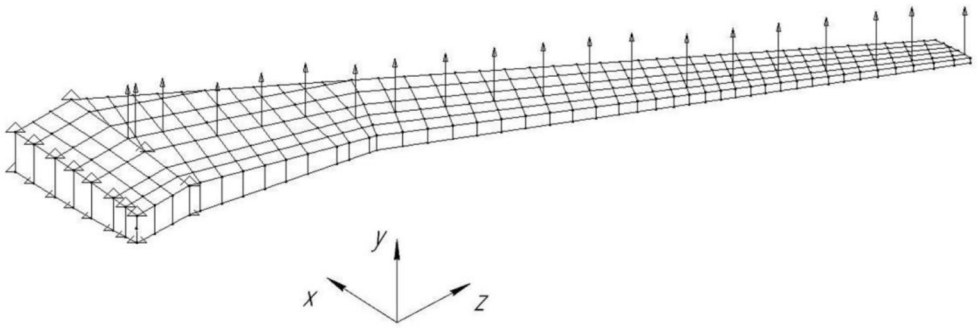
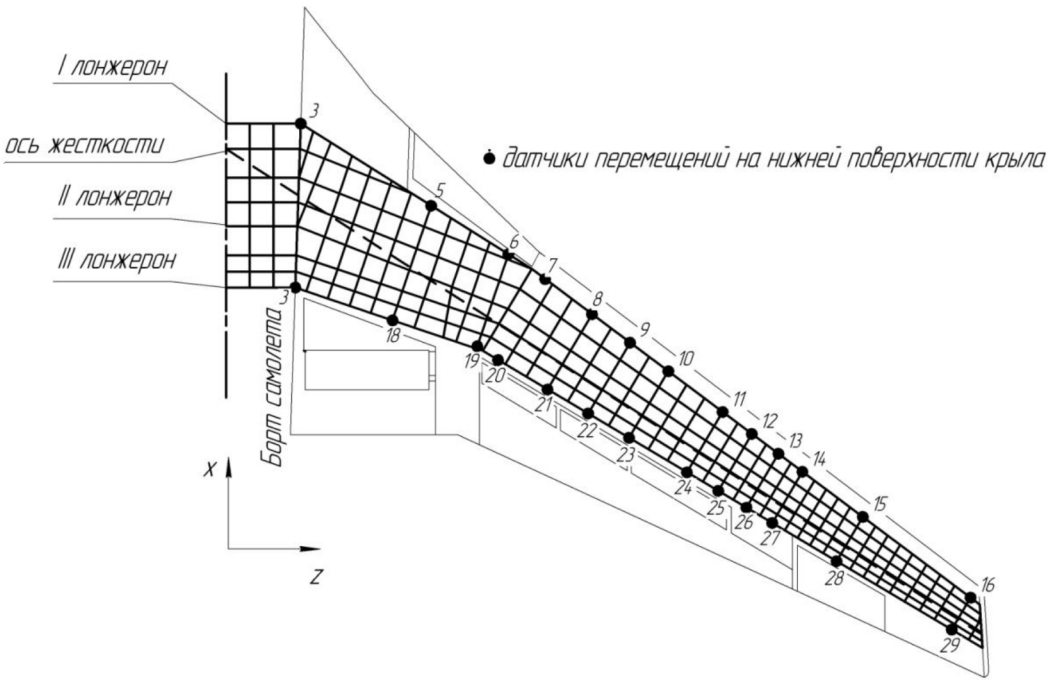


Рисунок 6.5 – Конечно-элементная модель крыла

На рисунке 6.6 показаны результаты замеров вертикальных перемещений крыла, пересчитанные на 100% расчетной нагрузки. Как следует из рисунка, получено вполне удовлетворительно согласование результатов расчета с данными эксперимента, что свидетельствует о достоверности разработанной КЭМ данного крыла.



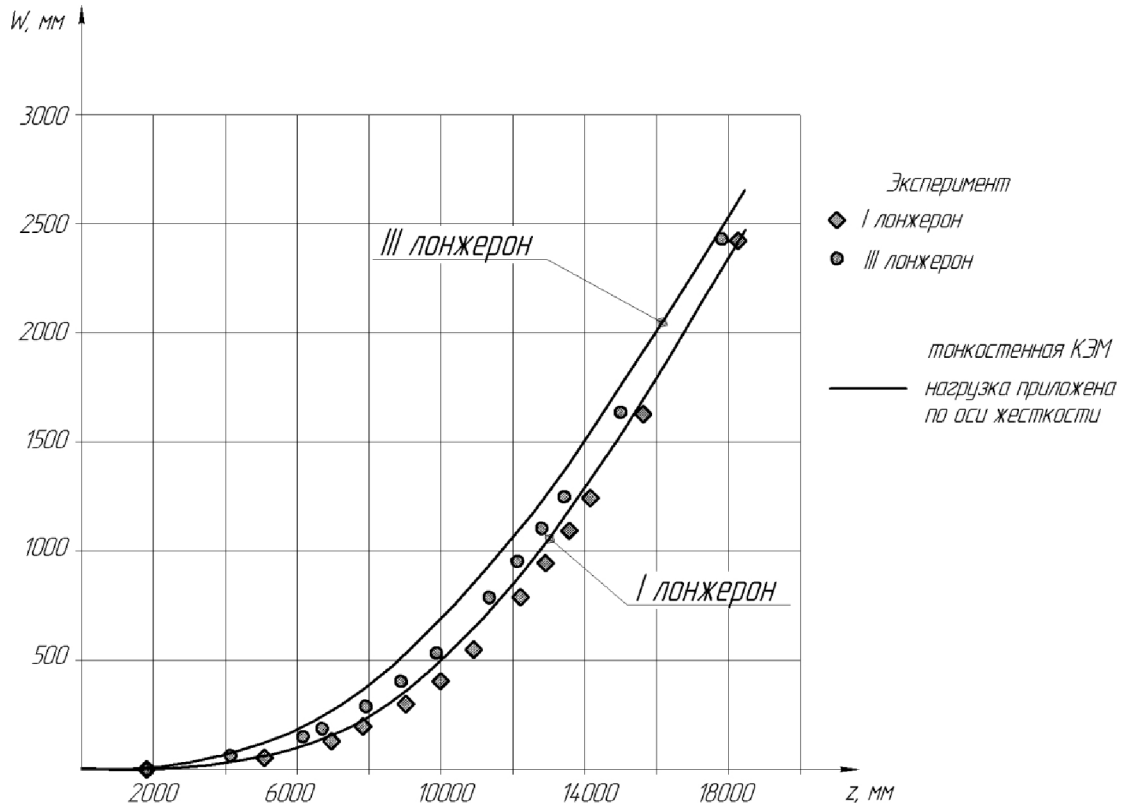


Рисунок 6.6 – Вертикальные перемещения I и III лонжерона для случая приложения всех вертикальных нагрузок по оси жесткости

6.3 Проектирование крыльев

Результаты оптимизации распределения материала в континуальной модели могут быть использованы как для прогнозирования массы разрабатываемой конструкции [15], так и для определения рациональной силовой схемы [13, 12, 44]. Возможность адекватного прогнозирования деформаций конструкции на основе континуальной модели позволяет дополнить способ алгоритмического формирования силовой схемы и весового анализа авиационных конструкций учетом статической аэроупругости.

Сущность методики проектирования несущих поверхностей заключается в следующем.

1. В заданные геометрические ограничения объекта проектирования вписывается твердое деформируемое тело со свойствами (4.11) – (4.12), разбивается на достаточно малые конечные элементы и назначается начальная, отличная от нуля, плотность каждого элемента.

2. Оптимизируется распределение материала этой модели на основе специального алгоритма (см. раздел 6.1) с учетом зависимости нагрузок от деформации конструкции. Таким образом определяется ТОК.

3. Через значение безразмерного коэффициента силового фактора $C_{\text{Ê}}$, определенного для ТОК, по (5.3) и (5.14) оценивается масса объекта проектирования.

4. На основе интерпретации силовой работы ТОК формируются рациональные силовые схемы объекта проектирования с учетом конструктивных и технологических требований.

Рассмотрим применение новой методики проектирования на примере крыльев малого удлинения различной формы в плане, представленных на рисунке 6.7. Для несущих поверхностей используется симметричный профиль NACA0012 с относительной толщиной 12%. Все эти крылья имеют одинаковые значения относительного удлинения и площади в плане. Отмечается, что круглое в плане крыло привлекательно с точки зрения аэродинамики. Для дископлана характерны аномально высокие значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и максимального коэффициента подъемной силы c_{ya}.

Определяется значение коэффициента $C_K^{(1)}$ с учётом распределения аэродинамической нагрузки, характерной для случая нагружения А’ при дозвуковом обтекании абсолютно жесткой модели крыла. Далее вычисляется значение коэффициента силового фактора $C_K^{(2)}$ для случая нагружения А’ с учетом зависимости распределения воздушной нагрузки от деформаций крыла.

В данном примере допустимое геометрическое пространство разделяется по высоте крыльев на семь слоев объемных конечных элементов. Распределение аэродинамической нагрузки для недеформируемой (абсолютно жёсткой) и упругой несущей поверхности определяется с использованием метода дискретных вихрей в линейной постановке. Результаты весового анализа объектов представлены в таблице 6.1.

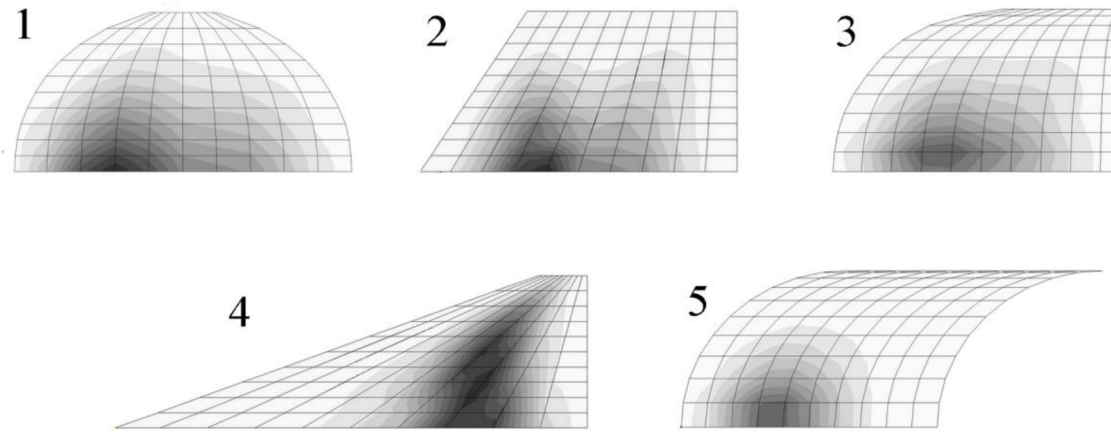


Рисунок 6.7 – Распределение материала в теоретически оптимальных крыльях

Сравнение значений $C_K^{(1)}$ и $C_K^{(2)}$ показывает, что учет статической аэроупругости влияет на значения коэффициента силового фактора для рассматриваемых объектов (не так значительно, как для стреловидного крыла большого удлинения). Причем, это влияние различное для вариантов крыльев. Наибольшее влияние деформаций крыла на значение коэффициента силового фактора (около 8%) получено для треугольного крыла.

Таблица 6.1

Значения коэффициента силового фактора

Крыло	$C_K^{(1)}$	$C_K^{(2)}$
1	0,91	0,91
2	1,07	1,10
3	1,13	1,11
4	1,12	1,03
5	1,21	1,19

Наименьшее значение $C_K^{(2)}$ и, следовательно, прогнозируемой массы конструкции получено для крыла 1. Напряженное состояние в наружных слоях континуальной модели круглого крыла близко к одноосному, направленному преимущественно вдоль размаха несущей поверхности перпендикулярно оси фюзеляжа. Такая силовая схема обеспечивает передачу сил к борту лонжеронами по кратчайшим путям.

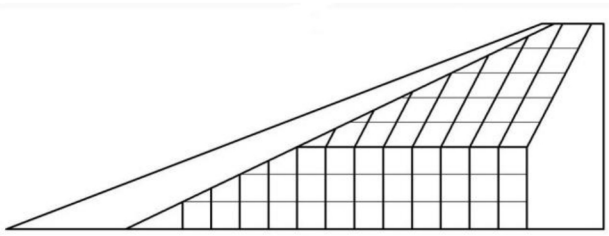


Рисунок 6.8 – Рациональная силовая схема крыла

Сравнение результатов оптимизации, полученных для крыльев 3 и 1, выявило на 18% большее значение коэффициента $C_K^{(2)}$ для крыла с круглой передней кромкой и линейной задней кромкой. Эту особенность можно объяснить смещением в область меньших строительных высот наиболее длинных лонжеронов.

Интерпретация силовой работы ТОК позволяет предложить рациональный вариант силовой схемы треугольного крыла с изломом силовых элементов, представленный на рисунке 6.8.

Для крыльев 2 и 4 получены значения коэффициента $C_K^{(2)}$ на 17% и 12% большие, чем для крыла 1. В то же время для трапециевидного и треугольного крыльев можно

использовать схему с лонжеронами и стрингерами, расположенными пропорционально хордам. Эта схема имеет технологическое достоинство: пояса лонжеронов имеют постоянную по размаху малку.

Наибольшее значение коэффициента $C_K^{(2)}$ получено для серповидного крыла. Кроме того, для этого крыла необходимо использовать схемы с изломами силовых элементов, что создаёт определённые технологические трудности.

6.4 Проектирование фюзеляжей в зонах больших вырезов

Проектирование фюзеляжа в регулярных зонах обычно не представляет больших затруднений. Наличие замкнутого контура, образуемого обшивкой, подкреплённой шпангоутами и стрингерным набором, позволяет относительно легко подобрать размеры сечений силовых элементов, обеспечивающие восприятие всех силовых факторов, действующих в элементах конструкции. При этом тонкостенные обшивка и стенки шпангоутов работают в плоском (мембранном) напряженном состоянии, а в напряженном состоянии стрингеров и поясов шпангоутов преобладают нормальные напряжения.

В зонах фюзеляжа, обремененных большими вырезами, силовая работа конструкции принципиально другая. На участке выреза оболочка имеет открытый контур, и ее крутильная жесткость мала. В элементах конструкции около выреза возникают большие градиенты усилий и существенные изгибающие моменты. Для компенсации выреза в силовой схеме фюзеляжа обычно применяются усиленные шпангоуты, расположенные по переднему и заднему краям выреза, и бимсы, представляющие собой замкнутые контуры вдоль продольных краев выреза (рисунки 6.9 – 6.10). При кручении оболочки с вырезом возникает депланация ее сечений, и эти дополнительные силовые элементы заставляют работать на сдвиг участки оболочки, примыкающие к вырезу, и тем самым значительно повышают крутильную жесткость конструкции. Такая конструкция отсека фюзеляжа с большим вырезом является типовой для современных ЛА.

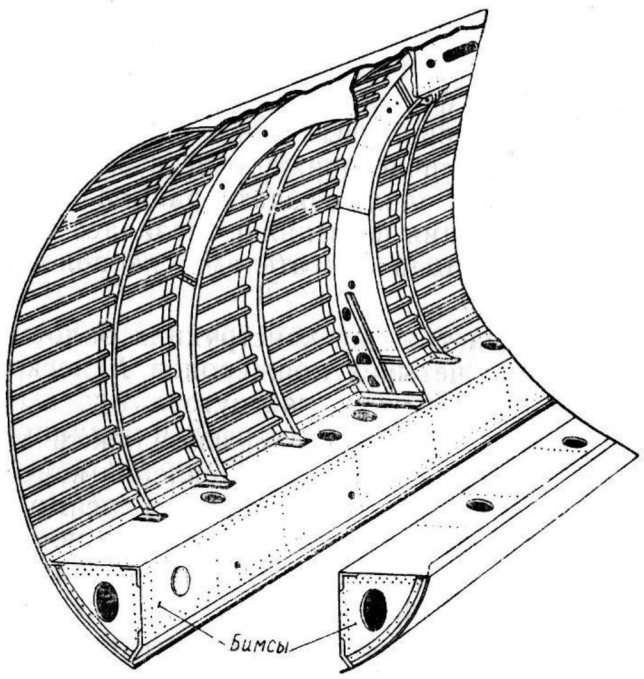
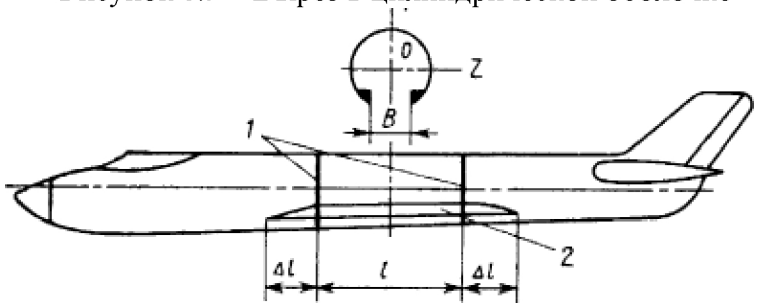


Рисунок 6.9 – Вырез в цилиндрической оболочке



1 – силовой ограничивающий шпангоут
2 - бимс

Рисунок 6.10 – Силовая схема большого выреза

Для обоснованного выбора силовой схемы фюзеляжа используем результаты оптимизации распределения материала в континуальной модели на основе тела переменной плотности. Метод проектирования с учетом особенностей рассматриваемого объекта заключается в следующем.

1. В геометрические ограничения конструкции, совпадающие с наружной поверхностью фюзеляжа и с границами, определяющими минимально допустимые размеры свободного пространства в конструкции, вписывается континуальная модель.

2. Оптимизируется распределение материала в континуальной модели.

3. На основе интерпретации силовой работы ТОК с учетом конструктивных и технологических требований принимаются предварительные решения по рациональной структуре объекта проектирования.

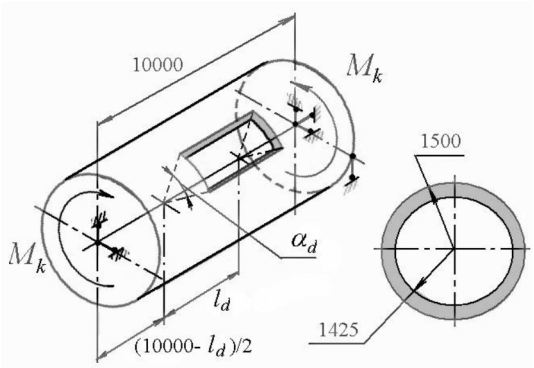
4. Разрабатывается дискретная (тонкостенная) модель объекта, которая содержит все выбранные в п.3 конструктивные элементы. Размеры сечений элементов принимаются за

проектные переменные. Оптимизация распределения материала в этой модели позволяет уточнить форму в плане усиливающих накладок обшивки и дополнительных панелей, удалить из силовой схемы конструкции "лишние" (слабо нагруженные) элементы.

В качестве примера рассмотрим отсек фюзеляжа, нагруженный крутящим моментом M_k, представленный на рисунке 6.11, *а*. Допустимая геометрическая область конструкции задана цилиндрической оболочкой, в которой имеется прямоугольный вырез с угловым сектором α_d и длиной вдоль образующей оболочки l_d. К цилиндрической оболочке по торцам присоединены "зашитые" силовые шпангоуты, параметры которых в процессе оптимизации не варьируются.

Континуальная модель по толщине оболочки делится на три слоя объемных конечных элементов. В качестве исходного проекта принимается полнонапряженная оболочка без выреза. Исследуется влияние параметров выреза на массовые характеристики объекта проектирования. При этом отношение массы вырезанного материала к массе полнонапряженной оболочки без выреза составляет величину K_d. В качестве критерия весовой эффективности окантовки выреза в оболочке K_m используется теоретически необходимая дополнительная масса материала для компенсации выреза, отнесенная к массе вырезанного материала. Результаты исследования представлены на рисунке 6.11, *б*, где D_f – наружный диаметр цилиндрической оболочки.

а)



б)

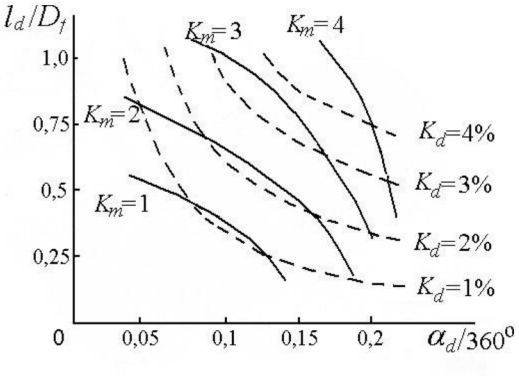


Рисунок 6.11 – Цилиндрическая оболочка с вырезом: *а*) схема,

б) линии равных уровней K_m и K_d в зависимости от параметров выреза в ТОК

Рассмотрим более подробно вариант оболочки с угловым сектором выреза $\alpha_d = 72^\circ$ и длиной выреза $l_d = 1000 мм$ (типовой дверной вырез). По равнопрочному алгоритму за 30 итераций получена равнопрочная оболочка, для которой критерий эффективности окантовки выреза составил K_m=2,68. Наибольшие значения плотности получены в элементах внутреннего слоя, рисунок 6.12, *а*. Анализ картины ПГУ в этом слое (рисунок 6.12, *б*)

показывает, что в зонах сгустков материала преобладает одноосное напряжённое состояние. При этом элементы, расположенные вдоль продольных краев выреза воспринимают усилия переменной величины с переменой знака по серединам краев выреза.

а) *б)*

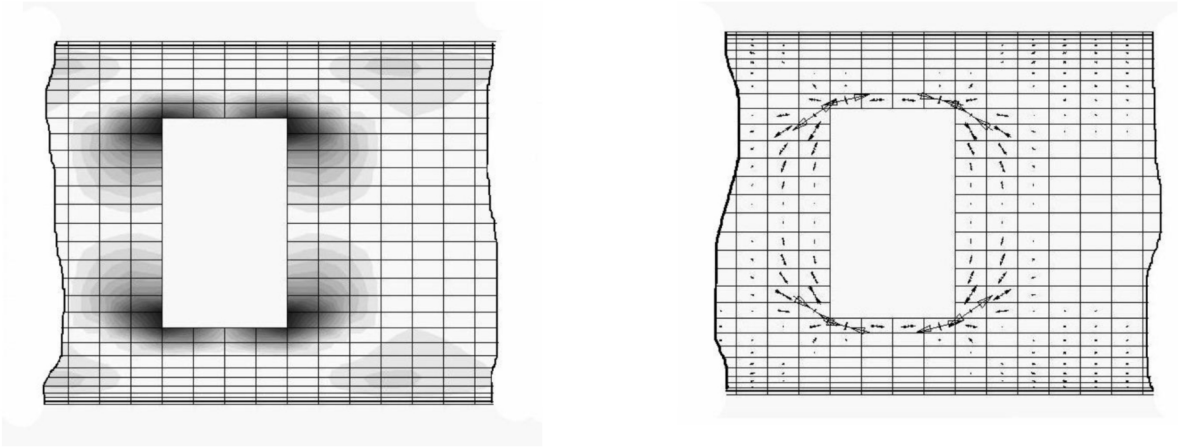
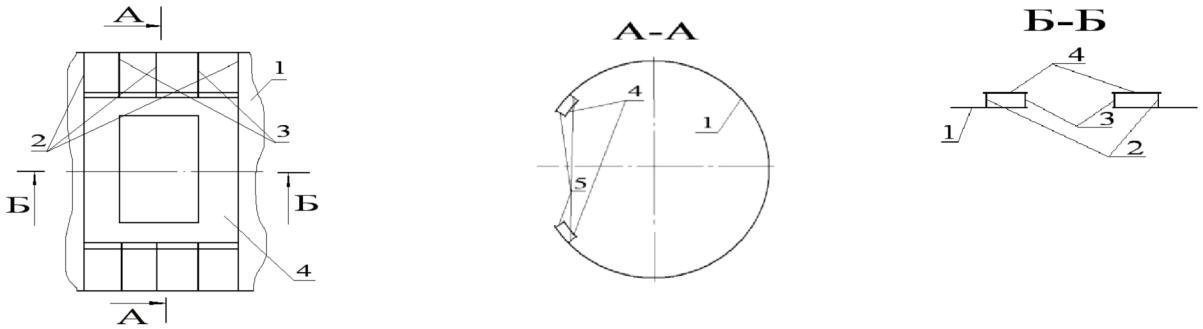


Рисунок 6.12 – Внутренний слой ТОК: *а*) распределение плотности, *б*) потоки главных усилий

В силовой схеме конструкции целесообразно использовать тонкостенную обшивку по внешней поверхности допустимой области с накладками в зонах продольных краёв выреза, усиленные шпангоуты по переднему и заднему краям выреза и панель, смещённую внутрь допустимой области от внешней поверхности цилиндрической оболочки, которая дублирует обшивку в зоне выреза. Внутренняя панель соединяется с обшивкой фюзеляжа с помощью усиленных и рядовых шпангоутов, четырёх продольных стенок. На рисунке 6.13 представлен продольный разрез отсека фюзеляжа в зоне выреза и два сечения. Совокупность элементов конструкции образует вдоль контура выреза пространственную тонкостенную раму.



1- обшивка фюзеляжа; 2 – рядовые шпангоуты; 3 – усиленные шпангоуты; 4 – внутренняя панель; 5 – продольные стенки.

Рисунок 6.13 – Силовая схема отсека фюзеляжа

Конструкция по сравнению с традиционным вариантом силовой схемы обладает большей жесткостью в зоне выреза в радиальном направлении за счет совместно деформируемых обшивки и внутренней панели. Эти разнесенные между собой элементы увеличивают плечо, на котором воспринимаются изгибающие моменты, возникающие на контуре выреза при кручении фюзеляжа, снижая тем самым усилия, действующие в обшивке.

а) *б*)

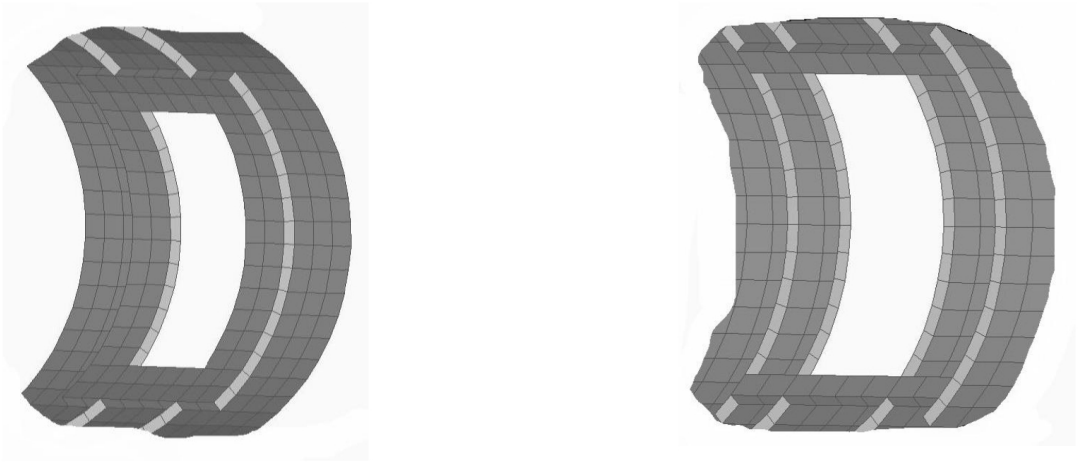


Рисунок 6.14 – Фрагменты дискретных моделей конструкции (вид изнутри оболочки): *а*) силовая схема №1, *б*) силовая схема №2

Для детальной проработки этой силовой схемы №1 использована дискретная модель, состоящая из мембранных и стержневых элементов (рисунок 6.14, *а*). Проектными переменными являются толщины элементов накладки обшивки фюзеляжа, внутренней панели, продольных стенок, стенок шпангоутов и балок, а также площади поперечных сечений поясов усиленных шпангоутов.

За 20 итераций по равнопрочному алгоритму получена конструкция, для которой критерий эффективности окантовки выреза в оболочке составил K_m=2,88.

Для сравнения предложенного технического решения с традиционным вариантом силовой схемы использована дискретная модель, фрагмент которой представлен на рисунке 6.14, *б*. В силовой схеме №2 использована обшивка по внешней поверхности допустимой области с накладкой в зоне выреза, усиленные шпангоуты по переднему и заднему краям выреза и бимсы, расположенные вдоль продольных краев выреза. В результате 20 итераций оптимизации получен проект, для которого критерий эффективности окантовки выреза в оболочке составил K_m=3,35.

Таким образом, исследования на континуальной модели отсека фюзеляжа с вырезом позволили выявить новое техническое решение – силовую схему №1, для которой теоретически необходимая масса материала для компенсации выреза на 14% меньше, чем для традиционной силовой схемы №2. Причем конструкция с силовой схемой №1 при меньшей массе несколько жестче конструкции с силовой схемой №2. Так, угол закручивания торцевых сечений в ней меньше на 2,1%, а радиальные перемещения точек, расположенных в углах выреза, меньше на 24%.

6.5 Структурная модификация конструкций по условиям жесткости

Проблема проектирования конструкций по требованиям жесткости может быть оценена как более сложная, чем проектирование по требованиям прочности. Прочность и разрушения в большинстве случаев имеют локальный характер и определяются общим уровнем напряжений в какой-то зоне и концентраторами напряжений в ней. Соответственно и меры повышения прочности обычно сводятся к местным усилениям и смягчениям концентраторов напряжений. Причем при хорошем обеспечении расчетов НДС конструкции разработка таких мероприятий, во всяком случае – направление поисков, становятся относительно простым делом.

Деформации конструкции – смещение одних деталей относительно других, изменение формы контура остекления и т.п. – определяются ее жесткостью в целом и, следовательно, всеми элементами конструкции (в различной мере, конечно). И поэтому проектирование по жесткости требует понимания силовой работы всей конструкции и разработки иногда очень сложных пространственных технических решений.

Задача повышения жесткости конструкции может ставиться на всех стадиях проектирования, в том числе и на этапе, когда уже определена структура упругой системы по условиям прочности. Целью модификаций при этом обычно является повышение критических скоростей летательного аппарата, улучшение эксплуатационных свойств изделия и т. п. В монографии [29] рассмотрен ряд задач оптимизации элементов авиационных конструкций при разнообразных функциональных ограничениях, включая ограничения на жесткость упругих систем. В работе [14] предложен метод оптимизации распределения материала в несущих поверхностях по требованиям жесткости при фиксированной силовой схеме. В то же время в работе [51] показано, что варьирование размеров сечений элементов конструкции для парирования недостаточной жесткости в некоторых задачах малоэффективно по сравнению с введением в конструкцию дополнительных элементов, то есть за счет модификации силовой схемы конструкции.

Модификация силовой схемы конструкции заключается в определении количества и типа дополнительных силовых элементов, их расположения в пространстве и способов соединения между собой и с уже существующими элементами конструкции, выбранными по условиям прочности. Сущность методики модификации заключается в следующем [51, 52].

1. К *основной* конструкции, которая нуждается в улучшении, в технологически перспективных местах присоединяется трехмерная среда переменной плотности с учетом геометрических ограничений на ее форму и расположение. Эта среда со свойствами (4.11) – (4.12) называется *заполнитель*.

2. По алгоритму оптимизации определяется распределение плотности в заполнителе, обеспечивающие требуемое повышение жесткости упругой системы.

3. Анализ распределения материала и основных путей передачи сил в заполнителе при виртуальных и действительных нагрузках с учетом конструктивных и технологических требований позволяет разработать рациональные варианты модификации силовой схемы основной конструкции с использованием методики, представленной в разделе 5.2.

В реальном проектировании в задачах, связанных с модификацией конструкций с целью повышения их жесткости, эти требования удобно формулировать в виде ограничений на определенные нежелательные перемещения. Такие задачи могут формулироваться, например, как уменьшение угла закручивания поточного сечения крыла на определенной координате z по его размаху в некотором расчетном случае, т.е. в форме некоторого обобщенного перемещения.

Перемещения узлов КЭМ основной конструкции и заполнителя $\{u\}$ под нагрузкой $\{P\}$ определяются путем решения следующей системы линейных алгебраических уравнений:

$$[K_s]\{u\} = \{P\} \tag{6.5}$$

где $[K_s]$ - матрица жесткости конструкции с заполнителем.

Обобщенное перемещение конструкции с заполнителем представим в следующем виде:

$$C = \{Q\}^{\mathrm{T}}\{u\} \tag{6.6}$$

где $\{Q\}$ - вектор коэффициентов линейной комбинации перемещений узлов КЭМ основной конструкции.

Задача оптимизации распределения материала в заполнителе может быть сформулирована в терминах *нелинейного математического программирования*. Поставим цель минимизировать массу заполнителя:

$$m_z = \sum_{i=1}^{n} \rho_i V_i \tag{6.7}$$

при выполнении функционального ограничения:

$$g(\rho) = C(\rho) - \overline{C} = 0 \tag{6.8}$$

и ограничений на значения проектных переменных:

$$\rho_i \geq \rho_i^{\min}, \quad (i = 1, 2, \ldots n) \tag{6.9}$$

где i – номер элемента заполнителя, $\overline{C}$ - допускаемое значение обобщенного перемещения C, $\rho_i^{\min}$ - малая положительная величина.

Выбор величины $\rho_i^{\min}$ в контексте данной задачи определяется необходимостью устранить возможность появления вырожденности или плохой обусловленности матрицы жесткости $[K_s]$ при варьировании проектных переменных и связанных с ними модулей упругости материала элементов заполнителя.

Запишем функцию Лагранжа в следующем виде:

$$L(\rho) = m_z(\rho) + \lambda\, C(\rho), \quad \lambda > 0 \tag{6.10}$$

Условия стационарности функции Лагранжа

$$\partial L(\rho) / \partial \rho_i = 0, \quad (i = 1, 2, \ldots, n_1), \tag{6.11}$$

с учетом $\partial m_z / \partial \rho_i = V_i$, записываются так:

$$-\frac{\partial C / \partial \rho_i}{V_i} = 1/\lambda = \text{const}, \quad (i = 1, 2, \ldots, n_1) \tag{6.12}$$

где n_1 - количество активных проектных переменных.

Отметим, что объем элементов заполнителя V_i в процессе оптимизации не изменяется. Соотношение (6.12) является критерием оптимальности задачи (6.7)–(6.9), согласно которому частные производные обобщенного перемещения C по массе заполнителя должны быть одинаковыми для всех активных проектных переменных.

В дальнейших рассуждениях вектор $\{Q\}$ будем рассматривать как виртуальную нагрузку конструкции. Тогда обобщенное перемещение C (6.6) является работой виртуальной нагрузки $\{Q\}$ на действительных перемещениях $\{u\}$. В случае ограничения на перемещение какого-либо узла КЭМ вектор $\{Q\}$ представляет единичную силу в направлении нежелательного перемещения, в случае ограничения угла закручивания сечения – единичный момент к плоскости сечения и т. д.

Решив систему уравнений

$$[K_s]\{u^{(q)}\}=\{Q\} \tag{6.13}$$

определим виртуальные перемещения $\{u^{(q)}\}$ при нагрузке $\{Q\}$.

Дадим бесконечно малое приращение количеству материала (а, следовательно, и жесткости) *i*-го элемента. При этом в сплошной среде (4.11) – (4.12) изменятся перемещения и внутренние усилия, как для виртуальной, так и для действительной нагрузки. Докажем, что новое значение обобщенного перемещения C можно определить в предположении неизменности внутренних усилий в упругой среде.

Заметим, что усилия в исходном и новом состоянии упругой среды удовлетворяют условиям равновесия и совместности деформаций. Следовательно, приращения усилий также удовлетворяют условиям равновесия и, более того, являются самоуравновешенными и поэтому могут рассматриваться как возможное изменение усилий, то есть как вариации. В случае сплошной среды (4.11) – (4.12) такими вариациями будут напряжения, которые удовлетворяют условиям равновесия. Если к усилиям (напряжениям) исходной системы добавить бесконечно малые самоуравновешенные приращения сил (напряжений), которые обеспечивают выполнение условий совместности деформаций, то в соответствии с принципом возможных изменений напряжений эти приращения не изменят вычисленного нового значения C .

Принцип возможных изменений напряжений формулируется так: "если деформация системы согласована со всеми имеющимися внутренними и внешними связями, т.е. если соблюдена совместность деформаций системы, то сумма работ, производимых бесконечно малыми возможными изменениями всех внешних и внутренних сил на действительных перемещениях системы (вызванных самими статически действующими силами), равна нулю", стр.488 [53]. Таким образом, правильность результатов дифференцирования величины C при фиксированных величинах внутренних усилий обеспечивается ее стационарностью по отношению к распределению внутренних усилий.

Дифференцирование (6.6) по ρ_i, с учетом того, что $\{Q\}$ не зависит от ρ_i, приводит к следующему соотношению:

$$\partial C/\partial\rho_i=\{Q\}^{\mathrm{T}}\partial\{u\}/\partial\rho_i \tag{6.14}$$

Продифференцируем (6.5) по ρ_i:

$$\partial[K_s]/\partial\rho_i\{u\}+[K_s]\partial\{u\}/\partial\rho_i=\{0\} \tag{6.15}$$

Выражение (6.15) умножим слева на вектор $\{u^{(q)}\}^{\mathrm{T}}$:

$$\{u^{(q)}\}^{\mathrm{T}}\partial[K_s]/\partial\rho_i\{u\}+\{u^{(q)}\}^{\mathrm{T}}[K_s]\partial\{u\}/\partial\rho_i=\{0\}.$$

Так как $\{u^{(q)}\}^T[K_s]=\{Q\}^T$, то получаем

$$\{Q\}^T\partial\{u\}/\partial\rho_i=-\{u^{(q)}\}^T\partial[K_s]/\partial\rho_i\{u\} \tag{6.16}$$

Соотношение (6.14) с учетом (6.16) принимает следующий вид:

$$\partial C/\partial\rho_i=-\{u^{(q)}\}^T\partial[K_s]/\partial\rho_i\{u\} \tag{6.17}$$

Вид частной производной матрицы жесткости элемента по проектным переменным зависит от типа конечного элемента. Напомним, что в данной работе используется материал модели (4.11) – (4.12), для которого имеет место линейная зависимость коэффициентов матрицы жесткости объемного элемента от модуля Юнга E_i и, следовательно, от ρ_i. Таким образом,

$$\partial[K_s]/\partial\rho_i=[A_i]^T[K_i][A_i]/\rho_i \tag{6.18}$$

где $[K_i]$ - матрица жесткости *i*-го элемента;

$[A_i]$ - булева матрица перехода от матрицы жесткости *i*-го элемента к глобальной матрице.

Зависимость (6.17) с учетом (6.18) принимает следующий вид:

$$\partial C/\partial\rho_i=-\{u^{(q)}\}^T[A_i]^T[K_i][A_i]\{u\}/\rho_i \tag{6.19}$$

В числителе соотношения (6.19) записана работа, совершаемая внутренними усилиями в *i*-ом элементе континуальной модели $[K_i][A_i]\{u\}$ на возможных перемещениях узлов *i*-го элемента $\{u^{(q)}\}^T[A_i]^T$.

Итак, выполнив расчеты по (6.5) и (6.13), то есть, определив $\{u\}$ и $\{u^{(q)}\}$, можно вычислить коэффициенты чувствительности ограничения на обобщенное перемещение в виде (6.19).

Для целей данной работы построим алгоритм, представленный на рисунке 6.15.

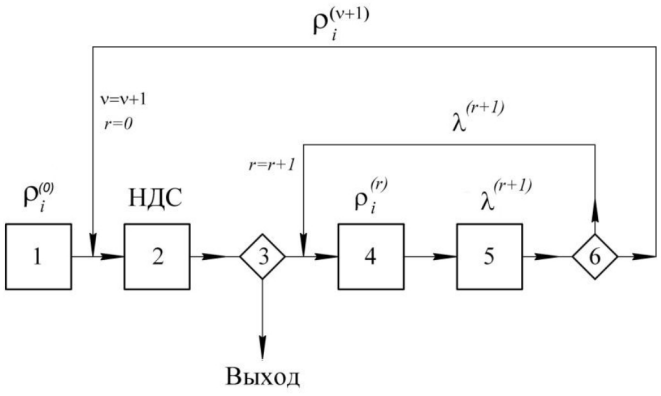


Рисунок 6.15 – Блок-схема алгоритма

Первоначально задается исходное распределение материала $\rho_i^{(0)}$ по всем элементам заполнителя (блок 1). Движение в области поиска осуществляется на основе последовательного чередования "пробных" и "рабочих" шагов. В результате ряда "пробных" шагов определяются набор активных проектных переменных и значение множителя Лагранжа λ. "Рабочий" шаг характерен тем, что для него выполняется анализ напряженно-деформированного состояния конструкции (блок 2). Предварительно все проектные переменные включаются в разряд активных и задается начальное положительное значение для множителя Лагранжа, например, $\lambda^{(0)}$=1. Значения проектных переменных на этапе "пробных" шагов определяются на основе следующих рекуррентных соотношений (блок 4):

$$\rho_i^{(r)} = \rho_i^{(v)} \left(\frac{\lambda^{(r)}(-\partial C^{(v)} / \partial \rho_i)}{V_i} \right)^{1/2}, \quad (i = 1, 2, \ldots, n) \tag{6.20}$$

где □ □- номер "рабочего" шага, □r - номер "пробного" шага. Если для i-ой проектной переменной при этом нарушается ограничение (6.9) или получено положительное значение частной производной $\partial C / \partial \rho_i$, то для этой переменной принимается значение $\rho_i^{\min}$.

На этапе "пробных" шагов строятся линейные аппроксимации функционального ограничения на основе следующего соотношения:

$$C^{(r)} = C^{(v)} + \sum_{i=1}^{n_1} \partial C^{(v)} / \partial \rho_i (\rho_i^{(v)} - \rho_i^{(r)}) \tag{6.21}$$

Далее назначается новое значение множителя Лагранжа (блок 5):

$$\lambda^{(r+1)} = \lambda^{(r)} C^{(r)} / \overline{C} \tag{6.22}$$

Расчеты в блоках 4 и 5 повторяются до сходимости по условию (6.8). После достижения сходимости или исчерпания возможного числа итераций для внутреннего цикла, полученные значения проектных переменных принимаются в качестве исходных, и блок 6 передает их в блок 2 для определения нового распределения внутренних усилий в основной конструкции и заполнителе. Вычислительный процесс во внешнем цикле прекращается, если текущий шаг в области поиска стал достаточно малым или исчерпано заданное число итераций (блок 3). Отметим, что сходимости алгоритма, основанного на приеме линеаризации перемещений узлов КЭМ при изменении значений проектных переменных, может способствовать свойство консерватизма внутренних усилий в конструкциях [30].

Вариации проектных переменных в соответствии с алгоритмом выделяют в трехмерном заполнителе элементы, обеспечивающие требуемое повышение жесткости упругой системы. Анализ распределения материала и основных путей передачи сил в заполнителе при виртуальной и действительной нагрузке с учетом конструктивных и технологических

требований позволяет разработать рациональные варианты модификации силовой схемы основной конструкции с использованием стратегии [13].

Тестовый пример. Для демонстрации и тестирования работы этого алгоритма рассмотрим открытый профиль с геометрическими параметрами, показанными на рисунке 6.16 и толщиной материала 10 мм, моделируемый пластинчатыми элементами. Крутящая нагрузка прикладывается по торцам основной конструкции в виде пары сил (по 10 кН каждая). Характеристики конструкционного материала: E = 72000 МПа, ρ=2860 кг/м^3, $\bar{\sigma} = 400$ Ì Ï à, □=0,3. В описании конструкции с помощью МКЭ использовались пластинчатые элементы (Plate).

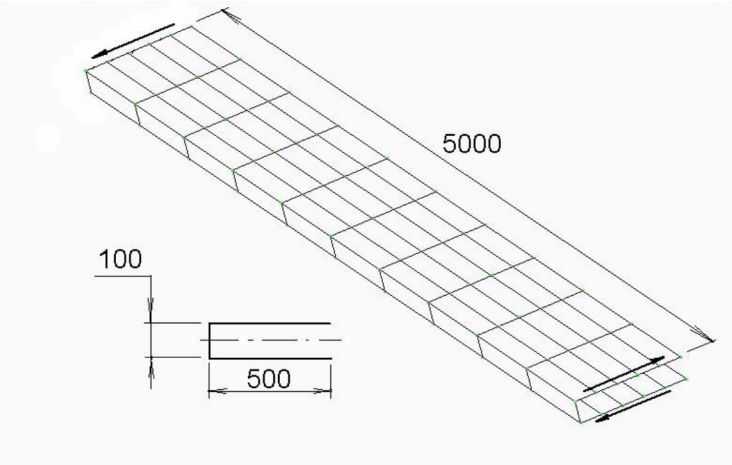
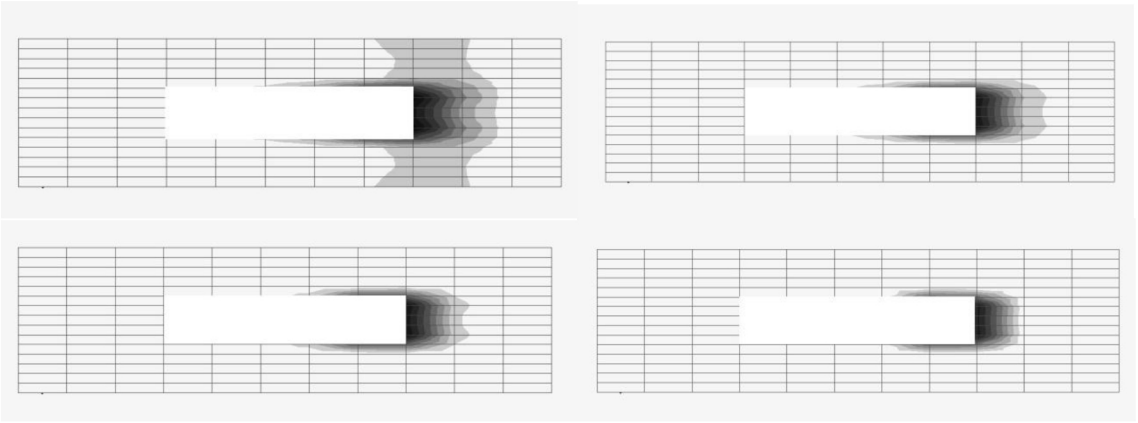


Рисунок 6.16 – Схема тонкостенного стержня

Угол закручивания торцевого сечения тонкостенного стержня составляет 0,252 *рад*. Поместим тело переменной плотности как внутри, так и снаружи профиля и соединим с тонкостенной конструкцией по всем контактным поверхностям. Найдем оптимальное распределение материала в заполнителе, при котором угол закручивания концевого сечения тонкостенной конструкции с заполнителем не превышает 0,1 *рад*. Параметры пластинчатых элементов при этом не варьируются. Анализ распределения материала в заполнителе позволит выявить пути рациональной модификации тонкостенного стержня с целью парирования его недостаточной жесткости.

В результате десяти итераций по алгоритму получен допустимый проект. Масса заполнителя составила 6% от массы тонкостенного стержня. На рисунке 6.17 показано распределение плотностей в поперечном сечении заполнителя, полученное после, соответственно, первой, второй, третьей и десятой итерации. Для удобства анализа заполнитель внутри профиля не показан.



Рисунке 6.17 – Распределение материала в заполнителе в процессе оптимизации

Таким образом, показана работоспособность данного алгоритма и его высокая эффективность: уменьшение углов закручивания в 2,5 раза достигнуто увеличением массы всего на 6%.

Повышение жесткости крыла. В качестве основной конструкции рассмотрим крыло тяжелого транспортного самолета, спроектированное по условиям прочности. Для трехлонжеронного крыла с площадью 176,42 $м^2$, удлинением 12, сужением 3 и стреловидностью 10^o используется суперкритический профиль с относительной строительной высотой 13,5% в бортовом сечении и 9% в концевом сечении. Аэродинамическая нагрузка соответствует полету самолета в неспокойном воздухе с перегрузкой 3,0.

Тонкостенная модель этого крыла, показанная на рисунках 6.18 – 6.20, состоит из мембранных элементов, работающих в двухосном напряженном состоянии. Моделируется только кессонная часть конструкции. Угол закручивания концевого сечения крыла $\Delta\alpha$ от деформации под нагрузкой составил -0,151 *рад*.

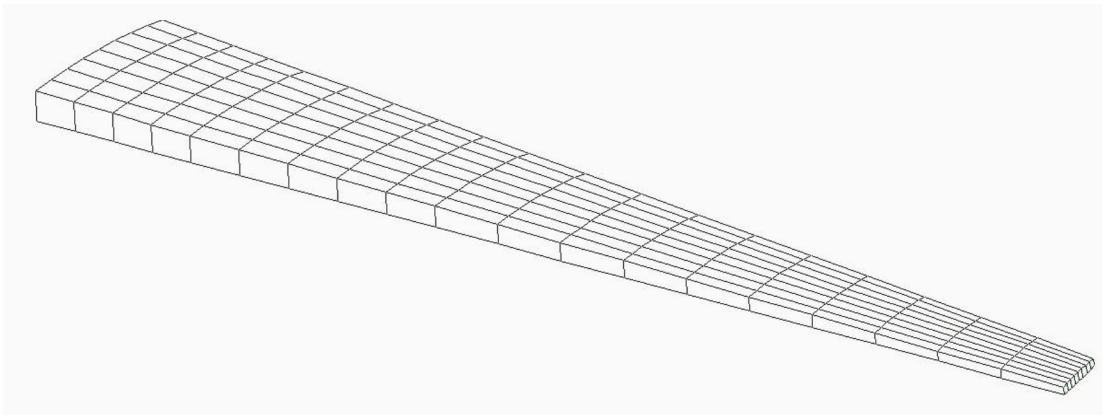


Рисунок 6.18 – Тонкостенная модель крыла

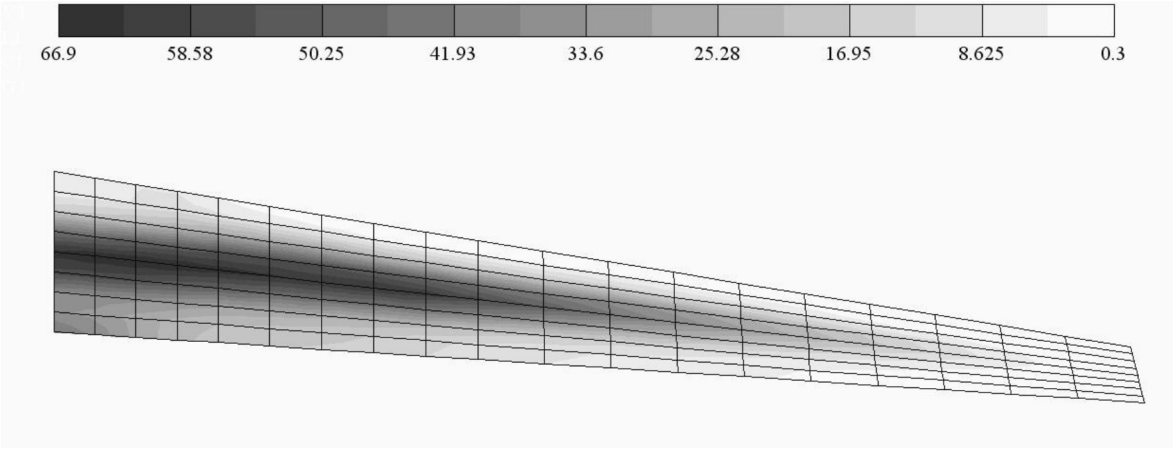


Рисунок 6.19 – Толщины нижней панели крыла в тонкостенной модели, мм

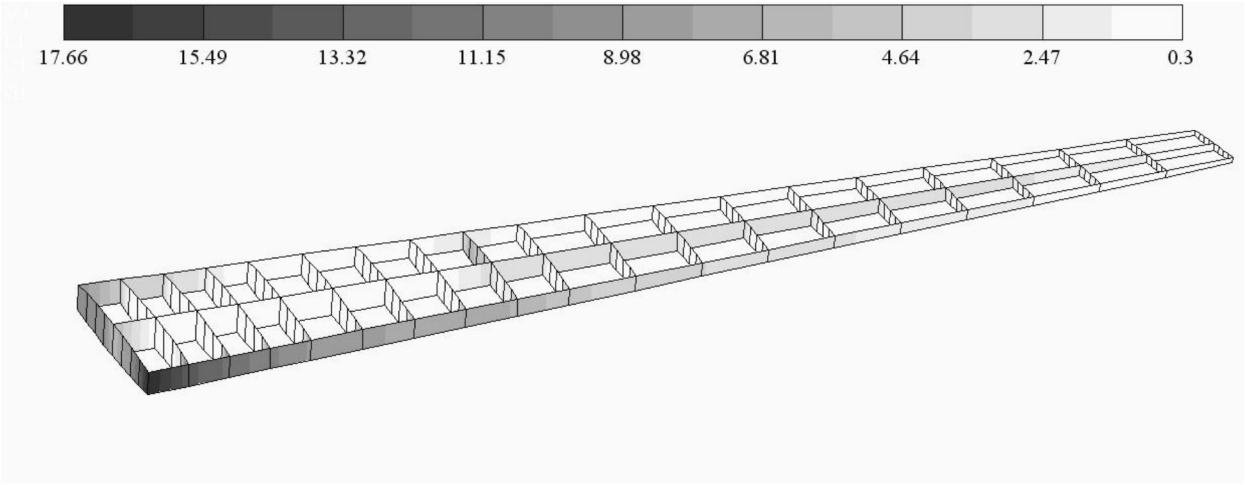


Рисунок 6.20 – Толщины стенок в тонкостенной модели, мм

Определим рациональную силовую схему модификации конструкции с учетом ограничения на обобщенное перемещение – абсолютная величина угла $\Delta\alpha$ не должна превышать 0,1 *рад*.

Внутри теоретического контура крыла поместим трехмерную модель заполнителя, содержащую семь слоев вдоль строительной высоты крыла. Присоединим заполнитель к тонкостенной модели основной конструкции по всем контактным поверхностям. Определим оптимальное по массе распределение материала в заполнителе, при котором выполняется ограничение на обобщенное перемещение для основной конструкции с заполнителем.

В результате 11 шагов оптимизации распределения материала по представленному алгоритму получен допустимый проект с массой заполнителя 79,2 кг. На рисунках 6.21 и 6.22 показано распределение плотности заполнителя, соответственно, в наружном и срединном слоях трехмерной модели в концевой части крыла.

Дополнительный материал в наружных слоях заполнителя размещен в концевой зоне крыла между средним и задним лонжеронами (рисунок 6.21). На рисунке 6.23 показано

распределение ПГУ в нижнем слое заполнителя при виртуальной нагрузке (единичный момент, приложенный в плоскости концевого сечения крыла). В зоне повышенной плотности дополнительного материала преобладает одноосное напряженное состояние, что можно трактовать как необходимость установки в панелях крыла в этом направлении стержневых элементов для эффективного увеличения жесткости основной конструкции.

Анализ работы материала в серединных слоях заполнителя, расположенных между внешними слоями, выполнен с использованием картины ГКС (рисунок 6.24). Из анализа картин распределения плотности материала и усилий в срединных слоях заполнителя следует вывод о возможности повышения жесткости исходного крыла за счет усиления стенки заднего лонжерона.

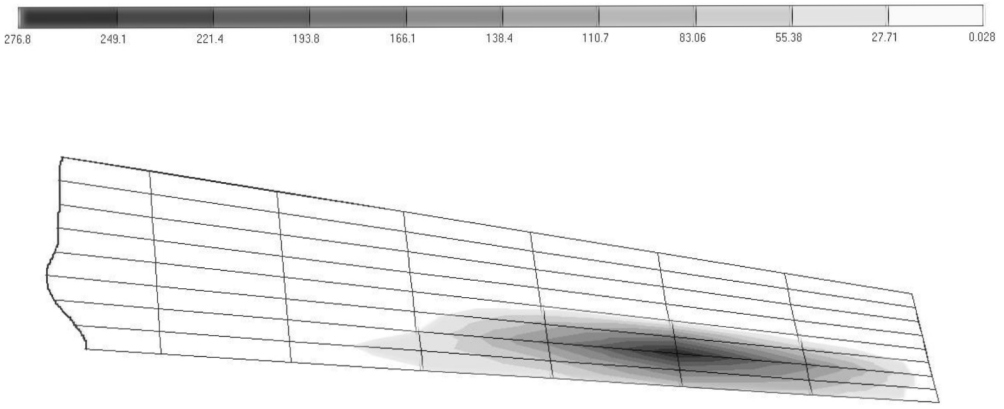


Рисунок 6.21 - Распределение плотности в наружном слое заполнителя

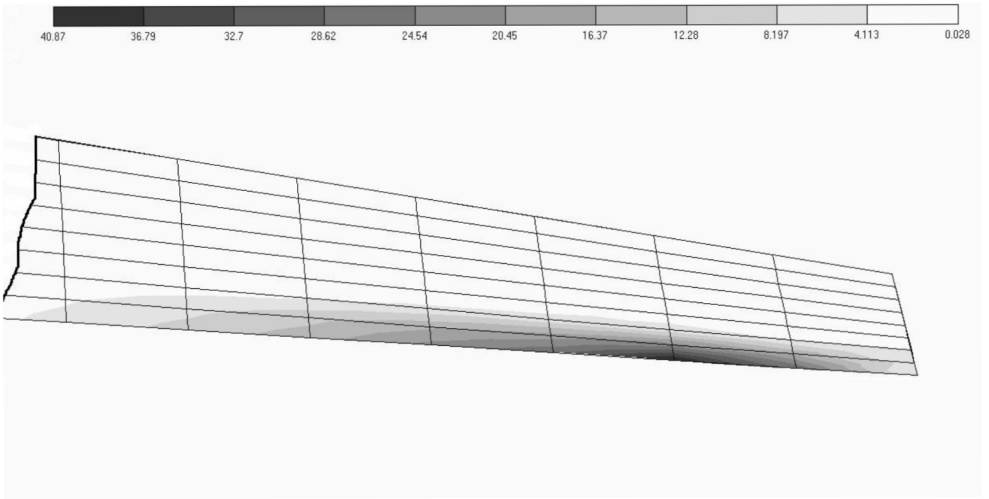


Рисунок 6.22 - Распределение плотности в срединном слое заполнителя

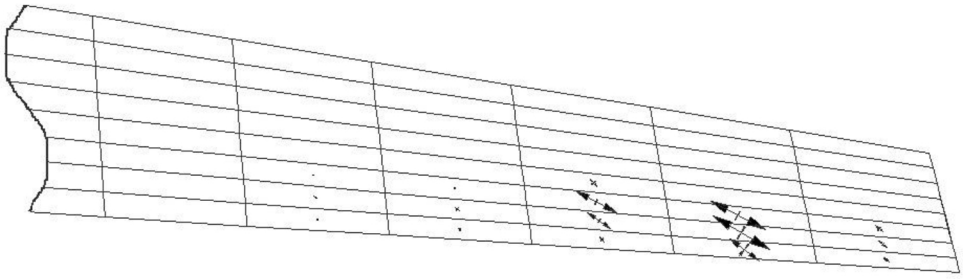


Рисунок 6.23 – Потоки главных усилий в наружном слое заполнителя при виртуальной нагрузке

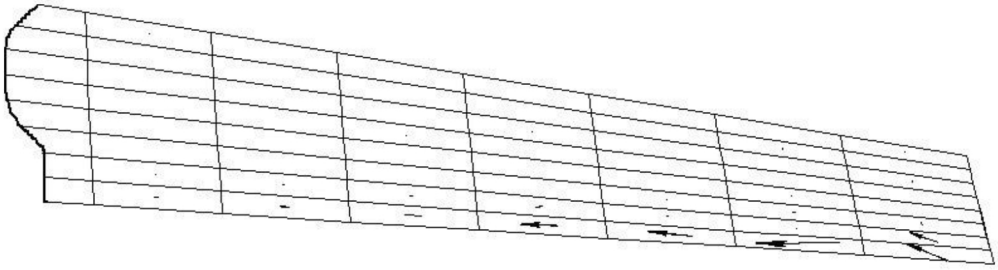


Рисунок 6.24 – Главные касательные силы в срединном слое заполнителя при виртуальной нагрузке

На основе анализа результатов оптимизации заполнителя можно предложить несколько вариантов модификации конструкции. Для краткости каждому проекту будем присваивать свой номер, исходный проект - №1.

В проекте №2 толщина стенки заднего лонжерона исходного крыла увеличена по следующему эвристическому правилу. Во всех элементах стенки заднего лонжерона, с толщиной элемента меньше 5 *мм*, принимается толщина равная 5 мм.

В проекте №3 минимальная толщина стенки заднего лонжерона составляет 10 мм, в проекте №4, соответственно, 15 мм.

В проекте №5 толщина элементов стенки заднего лонжерона такая же, как в проекте №2. Кроме того, в соответствии с результатами силового анализа наружных слоев заполнителя, в конструкцию введены 6 дополнительных стержневых элементов с площадью поперечных сечений 2000 мм^2, показанных на рисунке 6.25.

Результаты анализа деформированного состояния предложенных проектов представлены в таблице 6.2, где u_1 и u_2 – перемещения узлов концевого сечения крыла, соответственно, по переднему и заднему лонжеронам, Δm – дополнительная масса элементов, связанная с модификацией проекта №1.

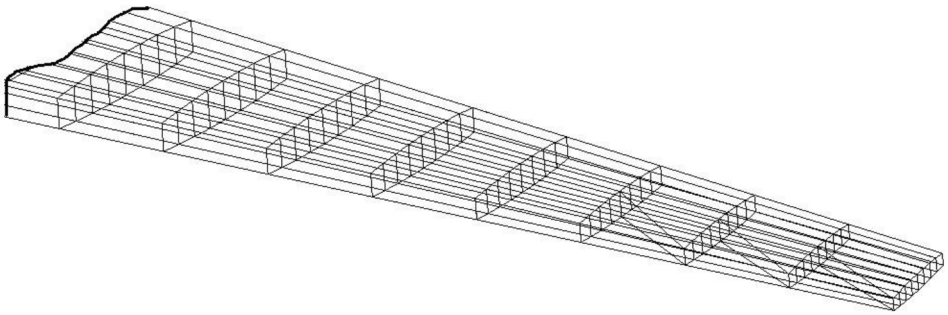


Рисунок 6.25 – Концевая зона тонкостенной модели крыла в проекте №5

Таблица 6.2 – Результаты модификации тонкостенной модели

Проект крыла	u_1, *мм*	u_2, *мм*	$\Delta\alpha$, *рад*	Δm, *кг*
1	2838	3037	-0,151	-
2	2838	3016	-0,135	22,8
3	2825	2998	-0,131	82,6
4	2814	2979	-0,125	173,3
5	2812	2945	-0,101	85,8

Отметим, что увеличение толщины стенки заднего лонжерона оказывает определенное влияние на обобщенное перемещение (проект №2). Однако чрезмерное усиление стенки заднего лонжерона (проекты №3 и №4) оказывается нерациональным по сравнению с включением в структуру панелей крыла дополнительных стержневых элементов (проект №5).

Таким образом, целесообразность технического решения, предложенного на основе анализа результатов оптимизации континуальной модели, подтвердилась исследованиями на тонкостенных моделях конструкции.

В напряженном состоянии панелей крыла преобладает одноосное напряженное состояние. При этом в панелях с дополнительными стержневыми элементами, наряду с нормальными деформациями, появляются значительные сдвиговые деформации (рисунок 6.26), что и приводит к уменьшению абсолютной величины угла закручивания концевого сечения крыла $\Delta\alpha$.

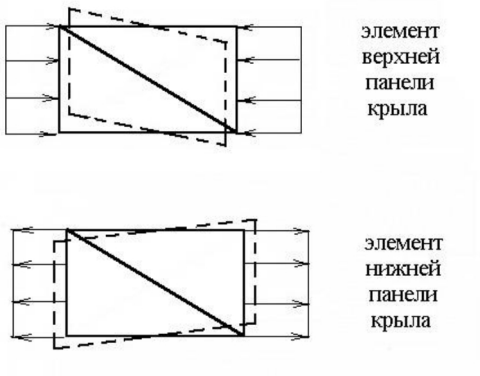


Рисунок 6.26 – Схема деформаций панелей крыла в проекте №5

Заметим, что в рассмотренном примере масса модифицирующих элементов по проекту крыла 5 (рисунок 6.25) составляет 2% от массы силовых элементов данного крыла.

7 ИНТЕГРАЦИЯ ДАННЫХ О КОНСТРУКЦИЯХ ЛА

Проектная технология «точного попадания» основывается на использовании последовательности высокоточных математических моделей механики деформируемого твердого тела, механики жидкости и газа с постепенно возрастающей степенью подробности моделей. Причем на каждом этапе предполагается рассмотрение множества возможных вариантов с целью оптимизации параметров объекта.

В связи с этим возникают вопросы эффективного хранения и защиты целостности множества математических моделей с различной функциональностью и степенью подробности. Также актуальным является вопрос представления данных об объекте в удобной для конструктора форме, что особенно важно на этапе интерпретации силовой работы теоретически оптимальной конструкции.

Далее рассматривается возможность решения указанных вопросов с использованием CALS технологий [54]. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support) — совокупность базовых принципов, управленческих и информационных технологий, обеспечивающая информационную поддержку изделий на всех стадиях жизненного цикла. CALS основывается на использовании интегрированной информационной среды (единого информационного пространства), в которой на основе электронного обмена данными осуществляется взаимодействие всех участников жизненного цикла изделий: заказчиков, разработчиков, производителей, эксплуатантов. Правила управления данными об изделии регламентируются международными стандартами.

Стандарт ISO 10303 (STEP) определяет схему (модель) данных, набор информационных объектов и их атрибутов, необходимых для описания изделия. Кроме того, стандарт определяет интерфейс доступа к данным: через текстовый обменный файл или прикладной программный интерфейс. Содержит информацию о структуре, вариантах конфигурации изделия и входимости компонентов в различные изделия, идентификационную информацию об изделии и его компонентах, технологии изготовления, геометрические модели различных типов, данные об организационной структуре предприятия и соподчиненности ее элементов, ролях и полномочиях людей, данные о процессе разработки: статусах, присвоенных результатам работы, проведенных изменениях.

Наиболее распространёнными и эффективными средствами управления инженерными данными, удовлетворяющими требованиям стандарта ISO 10303 (STEP), в настоящее время являются PDM системы [54].

Система PDM (Product Data Management) предназначена для объединения на протяжении жизненного цикла всех данных о продукте в единое информационное пространство. Для

достижения успеха в производственной и коммерческой деятельности на предприятии должно быть организовано эффективное управление множеством разнообразных документов. Результат поиска необходимой информации существенно влияет на итоги работы предприятия. При этом стоимость исправления ошибки, допущенной в процессе работы над изделием, возрастает при более позднем ее обнаружении. PDM-система позволяет существенно снизить эти потери за счет автоматизации управления информационными потоками.

Современный рынок PDM-систем достаточно широко представлен как отечественными, так и зарубежными продуктами. В качестве примера можно привести следующие разработки фирм: АСКОН (ЛОЦМАН), PDM STEP Suite (Прикладная логистика), PTC (WindChill), Dassault Systemes (SmarTeam), EDS-UG (TeamCenter).

PDM-системы выполняют функции основного интерфейса, с помощью которого пользователи могут обращаться к любым данным, относящимся к разным стадиям разработки объектов, например, математическим моделям или чертежам, построенным методом компьютерного проектирования.

Система PDM позволяет решать следующие задачи:

- организовать подсистему управления составом изделия;
- обеспечить хранение данных о свойствах (атрибутах) изделия;
- обеспечить возможность организации необходимых связей между составными частями изделия и их состояниями;
- организовать подсистему документирования и документооборота, обеспечивающую исчерпывающее описание свойств изделий, связей между составными частями изделия, а также своевременное предоставление информации в требуемой форме.

Таким образом, вопросы хранения и защиты целостности множества математических моделей объектов проектирования могут быть эффективно решены с использованием PDM-системы.

Основными источниками инженерных данных при конструкторской подготовке производства являются CAD-системы. Вопрос сохранения и предоставления данных о структуре изделия, составе и визуализации трёхмерных моделей решен путем интеграции CAD и PDM систем. В настоящее время на предприятиях активно внедряются и используются «связки» CAD – PDM систем, принадлежащие одному разработчику программного обеспечения, например, Pro/ENGINEER – Windchill (компания PTS), CATIA4 – Smarteam (компания Dassault Systems), КОМПАС - ЛОЦМАН (компания АСКОН) и другие.

Такой подход обеспечивает высокую надежность процессов проектирования, поддерживая работу конструктора с актуальными версиями документов, реализует также

простой доступ конструктора к информационным ресурсам сети предприятия напрямую из сеанса CAD/CAM. CAD система обеспечивает работу конструктора одновременно в системе автоматизации проектирования (CAD/CAM) и системе управления инженерными данными и спецификациями (PDM).

Иначе обстоит вопрос с CAE системами, в среде которых разрабатываются и используются математические модели разного функционального назначения – упругие, инерционные, аэродинамические и другие. В современных версиях CAD систем встроены модули, позволяющие производить инженерные расчеты (например, Pro/ENGINEER Mechanica), однако их возможности ограничены по сравнению со специализированными пакетами, такими как Nastran, Ansys и т.д.

В связи с этим анализ большинства конструкций со сложными формами выполняется в среде специализированных систем. Возникает вопрос хранения полученных моделей, их эффективной передачи, поддержки актуальных версий. Прямой интеграции CAE систем с системами управления инженерными данными (PDM), позволяющей решить указанные задачи, на настоящий момент не реализовано. Поэтому файлы, содержащие функциональные модели изделий, хранятся в базах данных CAE систем.

Решение этого вопроса возможно за счет создания в рамках единого информационного пространства архива CAE-моделей и автоматизации маршрута проведения инженерных расчетов. Создание архива функциональных моделей позволяет осуществить:

- ускорение моделирования благодаря сокращению времени поиска и повторного использования данных;
- улучшенный процес принятия решений благодаря центролизованному доступу к данным о моделях;
- обнаружение неточностей и устранение ошибок в различных математических моделях в течение жизненного цикла изделия.

Автоматизация маршрута проведения инженерных расчетов предназначена для своевременного и полного предоставления данных, необходимых при формировании и хранинии функциональных моделей. При этом вводятся роли (функции) и статусы участников процесса инженерных расчетов, которым обеспечивается доступ к архиву CAE-моделей.

В сложившейся ситуации PDM система может быть использована для проведения инженерных расчетов по схеме, показанной на рисунке 7.1.

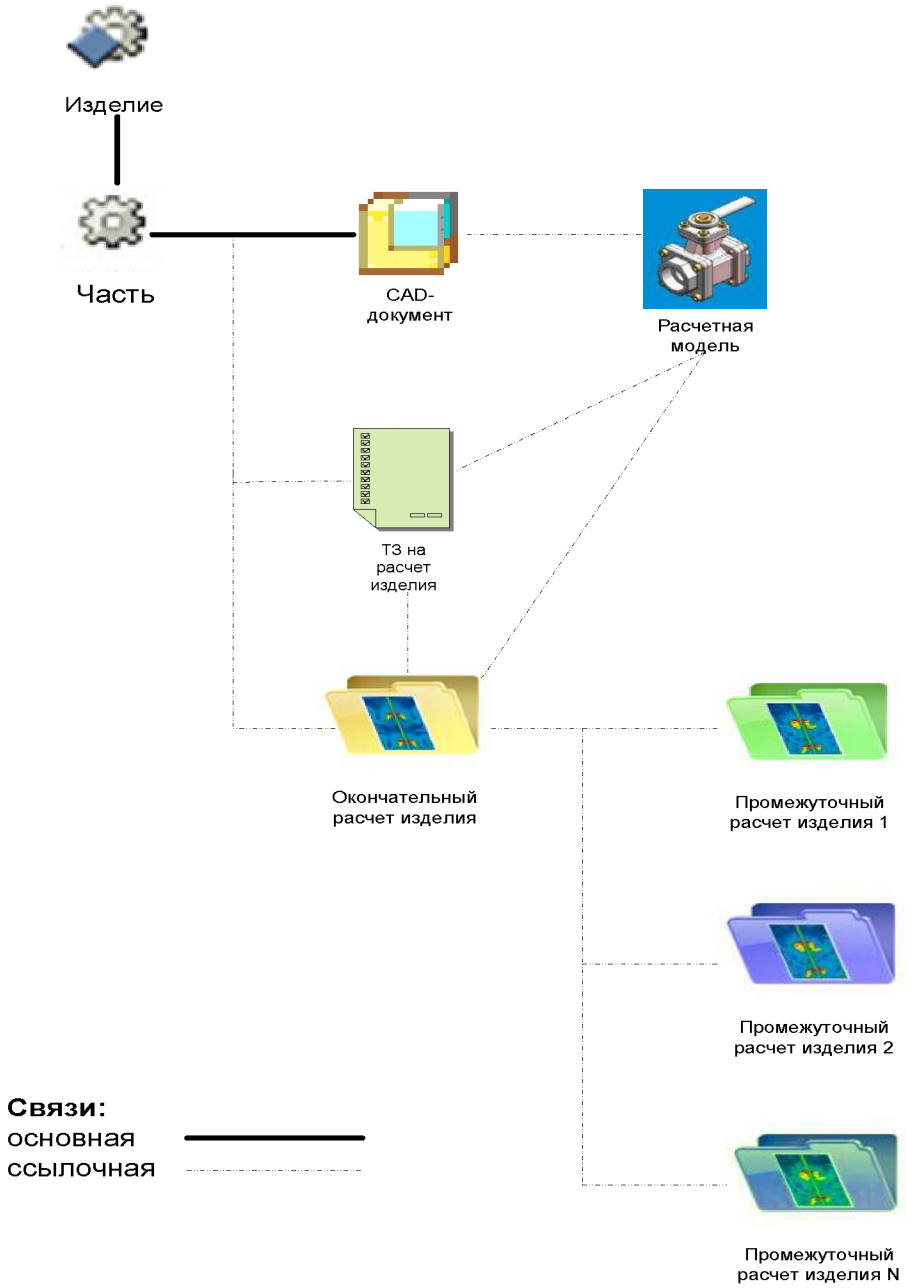


Рисунок 7.1 – Структура CAE-данных

Пример структуры папок PDM системы, содержащей архив функциональных моделей, представлен на рисунке 7.2. В папке «Инженерные расчеты» хранится следующая информация:

1. *Расчетные модели* – папка предназначена для хранения CAD-документов, исходная геометрия которых притерпела изменения в ходе подготовки к расчетам.

2. *Техническое задание (ТЗ) на проведение расчетов* – папка предназначена для хранения текстовых документов, содержащих в себе основные требования, предъявляемые к изделию, описание случая нагружения, формулировку задания на расчет и т.д.

3. *Результаты расчетов* – папка предназначена для хранения ZIP-архивов результатов вычислений. Наименование архивов осуществляется в соответствии с правилами обозначения архивов результатов вычислений.

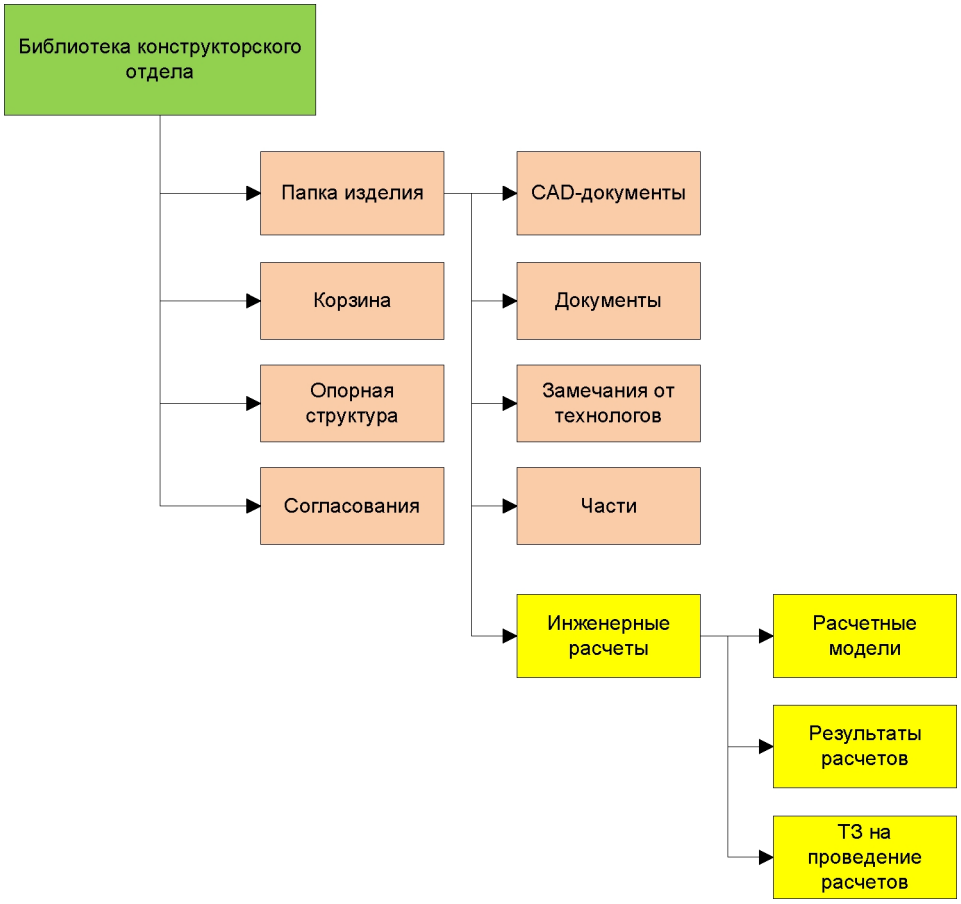


Рисунок 7.2 – Структура папок библиотеки конструкторского отдела

Для удобства хранения большого количества моделей, создаваемых в CAE-системах, в папку «Результаты расчетов» возможно включение подпапок по датам, по наименованию программного обеспечения, в котором проводились расчеты, по назначению и т.д.

Здесь представлен один из вариантов централизиванного хранения математических моделей в рамках системы управления инженерными данными. Более эффективное, но и более трудоемкое решение этого вопроса предполагает написание специализированных программных модулей, реализующих прямую интеграцию CAE и PDM систем.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проектную технологию «точного попадания» можно уверенно считать одним из главных направлений в модернизации инженерного труда. На пути ее разработки, внедрения и развития предстоит решить много задач, часть из которых рассмотрена в данной работе. Компактно их можно сформулировать следующим образом.

1. Дальнейшее осмысление процесса проектирования. Наведение четкого терминологического порядка в этой сфере.

2. Математическая формулировка проектных задач.

3. Использование высокоточного математического моделирования, начиная с ранних стадий проектирования.

4. Использование многодисциплинарного подхода в постановке и решении оптимизационных задач.

5. Разработка эффективных методов контроля и обеспечения достоверности результатов всех этапов проектирования изделия.

К этому еще следует добавить работу по соответствующей подготовке и переподготовке кадров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Хилл, П. Наука и искусство проектирования. Методы проектирования и научное обоснование решений [Текст]/П. Хилл.– М.: Мир, 1973.– 264 с.

2 Джонс, Дж. К., Инженерное и художественное конструирование. Современные методы проектного анализа [Текст]/ Дж. К. Джонс.- М.: Мир, 1976.- 326с.

3 Холл, А. Д. Опыт методологии для системотехники [Текст]/А. Д. Холл.- М.: 1975.- 448 с.

4 Химмельблау, Д. Прикладное нелинейное программирование [Текст] / Д. Химмельблау. - М.: Мир, 1975. – 536 с.

5 Комаров, В. А. Точное проектирование [Текст] / В.А. Комаров // Онтология проектирования - 2012.- №3.- С. 8-23.

6 Егер, С.М. Проектирование самолетов [Текст]: учебник для вузов/С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев [и др.] – М.: Машиностроение, 2005.– 616 с.

7 Шенли Ф. Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций [Текст] / Ф. Р. Шенли. – М.: Оборонгиз, 1957.– 408 с.

8 Житомирский, Г. И. Конструкция самолетов [Текст] / Г. И. Житомирский – М.: Машиностроение, 1995. – 416 с.

9 Проектирование гражданских самолетов [Текст] : Под редакцией Новожилова Г.В. – М.: Машиностроение. 1991. 668с.

10 Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983.– 648 с.

11 Зенкевич, О.К. Метод конечных элементов в технике [Текст]: Пер. с англ. под ред. Б.Е.Победри.- М.: Мир, 1975.- 541 с.

12 Болдырев, А. В. Структурная оптимизация несущих поверхностей с учетом статической аэроупругости [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров // Известия вузов. Авиационная техника.– 2008.– №2. – С. 3-6.

13 Комаров, В. А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст] / В. А. Комаров // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984.– С. 114-129.

14 Болдырев, А. В. Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жесткости [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров// Вестник СГАУ.– 2006.– № 1.– С. 42–47.

15 Комаров, В. А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы [Текст] / В. А. Комаров //Общероссийский научно-технический журнал «Полет».- 2000.- №1.- С. 31-39.

16 Комаров, В. А. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на основе МКЭ. САПР РИПАК [Текст] / Комаров В.А. [и др.] – Куйбышев, Куйбышев. авиац. ин-т, 1984.– 174 с. – Деп. в ВИНИТИ 6.06.84, N 3709-84.

17 Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст]: Справочник/В.М. Шейнин, В.И. Козловский.- М.: Машиностроение, 1984 .- 552 с.

18 Норенков, И. П. Основы автоматизированного проектирования [Текст] / И .П. Норенков. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.– 336 с.

19 Рычков, С. П. MSC.visual Nastran для Windows [Текст] / С. П. Рычков. – М.: НТ Пресс, 2004. – 552 с.

20 Галлагер, Р. Метод конечных элементов. Основы [Текст]: Пер. с англ. под ред. Н.В.Баничука / Р. Галлагер. - М.,:Мир, 1984.- 428 с.

21 Макеев, Е.Г. Конечноэлементная база САПР РИПАК [Текст] / Е.Г.Макеев // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Исследования и оптимизация конструкций.– 1990. – С. 124-135.

22 Образцов, И. Ф. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов [Текст] / И. Ф. Образцов, Л. М. Савельев, Х. С. Хазанов. – М.: Высшая школа, 1985. – 392 с.

23 Тимошенко, С. П. Теория упругости [Текст] / С. П. Тимошенко, Дж. Гудьер.– М.: Наука, 1975.– 576 с.

24 Robinson, J. Element evaluation - a set of assessment points and standard tests [Text]/ J. Robinson // Proc. F.E.M. in the Commercial Environment, England, 1978. – Vol.1. –P.217-248.

25 Йодан, Э. Структурное проектирование и конструирование программ [Текст]: Пер. с англ. под ред. Л.Н.Королева. – М.: Мир, 1979. – 416 с.

26 Стренг, Г. Теория метода конечных элементов [Текст] / Г. Стренг, Дж. Фикс. – М.: Мир, 1977. – 348 с.

27 Китаев, М.В. Феноменологическая модель разрушения силикатных стекол для численного моделирования ударного нагружения [Текст] / М.В. Китаев // Управление движением и навигация летательных апаратов. Сборник научных трудов.- Самара.-2012.- С.124-137.

28 Хог, Э. Прикладное оптимальное проектирование. Механические системы и конструкции [Текст] / Э. Хог, Я. Арора: Пер. с англ. под ред. Баничука Н. В. – М.: Мир, 1983. – 478 с.

29 Баничук, Н.В. Методы оптимизации авиационных конструкций [Текст] / Н.В. Баничук, В.И. Бирюк, А.П. Сейранян [и др.] – М.: Машиностроение, 1989. – 296 с.

30 Малков, В.П. Оптимизация упругих систем [Текст] / В.П. Малков, А.Г. Угодчиков. – М.: Наука, 1981.– 288 с.

31 Ивлев, Ю.В. Логика [Текст] / Ю.В. Ивлев – М.: Проспект, 2004. – 288 с.

32 Новые направления оптимизации в строительном проектировании [Текст] / М. С. Андерсон, Ж.-Л. Арман, Я. Арора [и др.] – М.: Стройиздат, 1989. – 592с.

33 Michell, A. G. M. The limits of economy of material in frame structures [Текст] / A. G. M. Michell // Philos. Mag. Series. – 1904. – Vol. 8. – №47 – P. 589-597.

34 Комаров, В. А. О рациональных силовых конструкциях крыльев малого удлинения [Текст] / В. А. Комаров // Труды КуАИ. – 1968. – Вып. 32. – С. 8-12.

35 Комаров, А. А. Основы проектирования силовых конструкций [Текст] / А. А. Комаров – Куйбышевское книжное издательство, 1965. – 86 с.

36 Пустовой, Н. В. Оптимальное проектирование стержней и подкрепленных пластин на основе минимизации энергии деформации [Текст] / Н. В. Пустовой, Г. И. Расторгуев – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2002. – 317 с.

37 Растригин, Л.А. Статистические методы поиска [Текст]/Л.А. Растригин – М.: Наука, 1968.

38 Лазарев, И. Б. Математические методы оптимального проектирования конструкций [Текст] / И. Б. Лазарев – Новосибирск: НИИЖТ, 1974. – 192 с.

39 Корнеев В.В. Базы данных. Интеллектуальная обработка информации [Текст] / В.В. Корнеев, А.Ф. Гареев, С.В. Васютин, В.В. Райх.– М.: Нолидж, 2002.– 496с.

40 IUTAM Symposium on Topological Design Optimization of Structures, Machines and Materials: Status and Perspectives [Текст] / M.P. Bendsoe, N. Olhoff, O. Sigmund.– Dordrecht: Springer, 2006.– 608 p.

41 Topping, B. H. Shape Optimization of Skeletal Structures: A Review [Текст] / B. H. Topping // J. Struct. Engr. – 1983. – Vol.109. – №8. – P. 1933-1951.

42 Bendsoe, M. P. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method [Текст] / M. P. Bendsoe, N. Kikuchi // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. – 1988. – Vol 7. – P. 197–224.

43 Bendsoe, M. P. Optimization of Structural Topology, Shape, and Material [Текст] / M. P. Bendsoe – Berlin: Springer, 1995. – 271 p.

44 Болдырев, А. В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев // Общероссийский научно-технический журнал "Полёт". – 2009. – № 11. – С. 23-28.

45 Eschenauer, H. A. Topology optimization of continuum structures: A review [Текст] / H. A. Eschenauer, N. Olhoff // Appl. Mech. Rev. – 2001. – Vol. 54. – № 4. – P. 331–389.

46 Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В. М. Шейнин, В. И. Козловский – М.: Машиностроение, 1984. – 552с.

47 Komarov V.A. New approach to improving the Aircraft. Structural design Process [Текст] / V.A. Komarov, T.A. Weishaar// Journal of aircraft, March-April 2002, Volume 39, Number 2, pp. 227-233.

48 Козлов, Д. М. Моделирование конструкции планера самолета для весовых расчетов на ранних стадиях проектирования [Текст] / Д. М. Козлов, В. Н. Майнсков, Г. А. Резниченко // В сб. докладов научной конференции по гидроавиации «Геленжик-96». – М.: 1996. – С. 144-149.

49 Бадягин, А.А. Проектирование самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, С.М. Егер [и др.] – М.: Машиностроение, 1972.– 516 с.

50 Комаров, В. А. О рациональных силовых конструкциях крыльев малого удлинения [Текст] / В. А. Комаров // Труды КуАИ. – 1968. – Вып. 32. – С. 8-12.

51 Комаров, В. А. Повышение жесткости конструкций топологическими средствами [Текст] / В. А. Комаров // Вестник СГАУ. – №1. – 2003. – С. 24-37.

52 Болдырев, А. В. Структурная модификация тонкостенных конструкций по условиям жёсткости [Текст] / А. В. Болдырев // Проблемы прочности и пластичности. – 2008. – Вып. 70. – С. 175-183.

53 Филин, А. П. Прикладная механика твердого деформируемого тела [Текст] / А. П. Филин – М.: Наука, 1978. Том II. – 616с.

54 Судов, Е. В. Интегрированная информационная поддержка жизненного цикла машиностроительной продукции. Принципы. Технологии. Методы. Модели [Текст] / Е.В. Судов – М.: Издательский дом «МВМ», 2003.– 264 с.