

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи

Павельчук Максим Владимирович

**ТОПОЛОГИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ
КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ БОЛЬШОГО ВЫРЕЗА
С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ПЕРЕМЕЩЕНИЯ**

2.5.13. Проектирование, конструкция, производство,
испытания и эксплуатация летательных аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

Болдырев Андрей Вячеславович

доктор технических наук, доцент

Самара – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВЫХ СХЕМ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ. ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ	11
1.1 Силовые схемы фюзеляжей в зонах больших вырезов	11
1.2 Обзор методов проектирования силовых схем авиационных конструкций	16
1.3 Исследования по адекватности математических моделей	21
1.4 Выбор математической модели	24
1.5 Цель и задачи исследования	27
2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ	28
2.1 Методика исследования	28
2.2 Оценка влияния подробности сетки на коэффициент концентрации напряжений	31
2.3 Анализ адекватности моделирования поля напряжений и деформаций в окрестности выреза	37
2.4 Учёт нелинейности в расчётах на прочность конструкций с концентрацией напряжений	44
2.5 Анализ результатов исследования достоверности моделей	46
2.6 Выводы по главе 2	47
3. МЕТОДИКА ТОПОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ ..	48
3.1 Процессы проектирования с применением комбинированной модели	48
3.2 Оптимизация распределения материала в комбинированной модели	50
3.3 Анализ силовой работы теоретически оптимальной конструкции	55
3.4 Тестирование алгоритма оптимизации	58
3.5 Организация обучения топологическому проектированию	61
3.6 Выводы по главе 3	66
4. ОТРАБОТКА НОВОГО КОНСТРУКТИВНОГО РЕШЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ ВЫРЕЗА ПОД ЛЮК	67
4.1 Типовая задача проектирования фюзеляжа в зоне выреза под люк	67

4.2 Анализ традиционного технического решения	68
4.3 Теоретически оптимальная конструкция	71
4.4 Силовая схема с пространственной рамой	77
4.5 Рациональная силовая схема конструкции	86
4.6 Оценка перспектив применения нового конструктивного решения	89
4.7 Выводы по главе 4	94
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	95
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	96
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	99
ПРИЛОЖЕНИЯ	118
ПРИЛОЖЕНИЕ А. Приложения к Главе 1	118
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. Приложения к Главе 2	121
ПРИЛОЖЕНИЕ В. Приложения к Главе 3	123

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования.

Одним из основных вопросов в проектировании летательных аппаратов (ЛА) является снижение массы конструкции. На весовую эффективность фюзеляжей существенное влияние оказывает выбор силовой схемы конструкции (ССК) в зонах больших вырезов (пассажирские, аварийные, грузовые, багажные люки). Вырезы уменьшают жёсткость конструкции в радиальном и продольном направлении, вызывают концентрацию напряжений в обшивке. Для компенсации вырезов требуется «вложить» в дополнительные элементы конструкции массу материала, существенно превышающую массу вырезанной части конструкции.

Топологическая оптимизация фюзеляжей обычно выполняется с применением модели, заполняющей непрерывной упругой средой переменной плотности и жёсткости всё допустимое для размещения силовых элементов пространство. Интерпретация результатов оптимизации распределения материала в континуальной модели является нетривиальной задачей. Большие вырезы в конструкции фюзеляжа нарушают регулярность каркаса, приводят к появлению депланации сечений, существенных изгибающих и крутящих моментов вдоль контуров вырезов и больших градиентов усилий в элементах конструкции. Кроме того, континуальные модели фюзеляжа, нагруженного внутренним избыточным давлением, зачастую приводят к парадоксальным теоретическим решениям, связанным с целесообразностью размещения обшивки вдоль внутренней поверхности континуальной модели и отсутствием обшивки по теоретическим обводам фюзеляжа.

Таким образом, проектирование окантовок фюзеляжа в зоне больших вырезов представляет актуальную проблему.

Степень разработанности темы.

Методы топологической оптимизации конструкций на основе модели гипотетического изотропного материала с переменными по объёму плотностью, модулем упругости и допускаемыми напряжениями рассматриваются в работах

Комарова А.А., Комарова В.А., Болдырева А.В. Интерпретация результатов оптимизации выполняется с использованием потоков главных усилий и главных касательных сил.

Процессы топологической оптимизации конструкций на основе анизотропного материала, создаваемого при введении периодически распределённых пор в некотором усреднении (метод гомогенизации) рассматриваются в базовой статье Bendsoe M.P., Kikuchi N. и в работах многих последователей, включая обзорные работы Eschenauer H.A., Olhoff N., Rozvany G.I.N., Saitou K. и др., Deaton J.D., Grandhi R.V., Liu J., Ma Y., Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L., Yuksel O., Hsu M.-H., Victoria M., Querin O.M., Martí P., Liu S., Parapetrou V.S.

Разработаны методы оптимизации авиационных конструкций, учитывающие различные функциональные требования: прочности и жёсткости (Fleury С., Бельский А.Б., Гайнутдинов В.Г., Кретов А.С., Иванова Е.А., Данилин А.И., Рудых Г.Н., Липин Е.К., Шаныгин А.Н.), прочности и устойчивости (Дмитриев В.Г., Рабинский Л.Н., Серьёзов А.Н.), аэроупругости (Образцов И.Ф., Чедрик В.В.), живучести (Сафронов В.С.), усталостной прочности, долговечности и ресурса (Серьёзов А.Н., Белов В.К., Щербань К.С., Нестеренко Г.И., Стрижиус В.Е.).

Методы проектирования отсеков фюзеляжа с большими вырезами рассматриваются в работах Schuhmacher G., Каледина В.О., Бурнышевой Т.В., Просунцова П.В. Известны работы по обеспечению достоверности расчётов на основе экспериментальных методов исследования: поляризационно-оптических (Фрохт М.М., Мавлютов Р.Р., Александров А.Я., Савин Г.Н.), тензометрии (Пригоровский Н.И., Касаткин Б.С., Хлебутин Н.В.), акустоупругости (Никитина Н.Е.). Работы Фомина В.П., Городецкого А.С., Голованова А.И., Чумаченко Е.Н., Wu К.С., Железнова Л.П. посвящены учёту нелинейностей в конструкциях фюзеляжей.

Большинство современных герметичных фюзеляжей ЛА содержат традиционное техническое решение в зоне больших вырезов – вдоль поперечных

краёв выреза используются силовые шпангоуты, а вдоль продольных краёв выреза – балки или бимсы. Основным недостатком является низкая жёсткость упругой системы в радиальном и продольном направлении. Анализ известных технических решений для фюзеляжей на основе научно-технической литературы и патентного поиска свидетельствует о наличии возможностей (резервов) для усовершенствования обрамления вырезов в целях снижения концентрации напряжений, повышения жёсткости и уменьшения массы конструкции.

Объект исследования. Отсек фюзеляжа в зоне большого выреза.

Предмет исследования. Методика и процессы топологического проектирования объекта исследования.

Научная новизна работы.

1. Разработана методика топологической оптимизации конструкции фюзеляжа, отличающаяся использованием комбинированной оптимизационной модели, содержащей каркасированную оболочку с присоединённым к ней в зоне выреза непрерывным упругим наполнителем переменной плотности. Новизной и особенностями методики проектирования являются способ учёта функциональных ограничений по прочности и жёсткости на основе обобщённых перемещений обшивки фюзеляжа, использование массы конечных элементов в комбинированной модели в качестве переменных проектирования, потоков главных усилий и главных касательных сил при анализе силовой работы наполнителя переменной плотности.

2. Выявлена весовая эффективность размещения на внутренней поверхности элементов каркаса фюзеляжа двумерных тонкостенных элементов, предназначенных для компенсации большого выреза.

3. Найдено новое конструктивное решение фюзеляжа с большим вырезом, отличающееся наличием в угловых зонах выреза силовых панелей, смещённых внутрь фюзеляжа от теоретических обводов конструкции. Внутренние панели соединяются с наружной обшивкой с помощью шпангоутов, продольных и

наклонных стенок. Наличие в силовой схеме внутренней панели приводит к повышению жёсткости конструкции в радиальном направлении в зоне выреза под люк и уменьшению усилий, действующих в обшивке и подкрепляющих элементах. Это обстоятельство позволяет уменьшить массу элементов конструкции отсека фюзеляжа, обрамляющих вырез.

Теоретическая и практическая значимость работы.

- Разработана методика проектирования рациональной силовой схемы фюзеляжа в зоне большого выреза с использованием комбинированной оптимизационной модели, в которой последовательно чередуются процессы структурной и параметрической оптимизации упругой системы.
- Сформулированы рекомендации для адекватного конечно-элементного моделирования конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза на ранних стадиях проектирования.
- Разработано новое конструктивное решение отсека фюзеляжа в зоне большого выреза, для которого получен патент РФ на изобретение RU 2646175 C1. Выполнена оценка перспектив его практического применения в авиационных конструкциях.
- Результаты работы внедрены на авиастроительных предприятиях (получены акты внедрения): «ОКБ Сухого» – филиал ПАО «Компания «Сухой» (г. Москва), НАЗ «СОКОЛ» – филиал АО «РСК «МиГ» (г. Нижний Новгород).
- Результаты используются в учебном процессе ВУЗов: МАИ (г. Москва), НГТУ им. Р.Е. Алексеева (г. Нижний Новгород), Самарский университет (г. Самара) при обучении студентов специальности 24.05.07 «Самолёто- и вертолётостроение».

Методы исследования.

Метод конечных элементов. Методы нелинейного математического программирования. Методы натурального эксперимента – фотоупругости, тензометрии.

Положения, выносимые на защиту.

- Методика топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза с использованием комбинированной оптимизационной модели;
- Результаты обеспечения достоверности математической модели фюзеляжа в зоне большого выреза;
- Результаты отработки нового конструктивного решения по силовой схеме фюзеляжа в зоне выреза под люк и оценка перспектив его применения для авиационных конструкций.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность полученных результатов при исследовании фюзеляжа в зоне выреза под люк обеспечена теоретически известными и практически проверенными методами анализа напряжённо-деформированного состояния конструкций, включая методы численного анализа применяемой программы NASTRAN для инженерного анализа. Адекватность моделирования подтверждена сравнением с точными аналитическими решениями и данными натурных испытаний конструкций.

Основные результаты работы докладывались на научных конференциях различного уровня:

Международных: I-я конференция «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения», ОУЦ «Алушта» МАИ, г. Москва, 2022 г.; VIII конференция «Актуальные проблемы авиации и космонавтики», СибГУ, г. Красноярск, 2022 г.; XIV конференция «Гражданская авиация: XXI век», УИГА, Ульяновск, 2022 г.; 20-я, 18-я, 17-я конференции «Авиация и космонавтика», МАИ, г. Москва, (2021, 2019, 2018 гг.); XIII, X конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», МГТУ ГА, г. Москва, (2021, 2013 гг.); XXII конференция «Современное образование: содержание, технологии, качество», СПбГЭТУ «ЛЭТИ», г. Санкт-Петербург, 2016 г.; 6th Russian-German Conference on Electric Propulsion and Their Application (RGCEP-2016), Samara University, Samara, 2016 г.; XXII конференция Туполевские

чтения (школа молодых учёных), КНИТУ-КАИ, г. Казань, 2015 г.; XIII, XII конференции «Королёвские чтения», СГАУ, Самара, (2015, 2013 гг.); II конференция «Актуальные вопросы технических наук в современных условиях», ИЦРОН, Санкт-Петербург, 2015 г.; II конференция «Проблемы теории и практики современной науки», Таганрог, 2014 г.; XVIII конференция «Перспективы развития информационных технологий», ЦРНС, Новосибирск, 2014 г.;

Всероссийских: II Конгресс молодых учёных (г. Сочи, «Сириус», 2022): финал VII Национального конкурса инновационных проектов аэрокосмической отрасли SKY.TECH, организатор ЦАГИ имени профессора Н. Е. Жуковского, г. Жуковский, 2022 г.; IV конференция «Моделирование авиационных систем», ГосНИИАС, г. Москва, 2020 г.; I конференция молодых авиаторов России «Авиация будущего: тренды, вызовы и возможности», КНИТУ-КАИ, г. Казань, 2019 г.; конференция с международным участием «Образование в современном мире: профессиональная подготовка кадрового потенциала с учётом передовых технологий», Самарский университет, г. Самара, 2018 г.; VII конференция «Компьютерная интеграция производства и ИПИ-технологии», ОГУ, г. Оренбург, 2015 г.

Публикации.

Результаты исследования опубликованы в 31 печатной работе, в том числе в 6 статьях в журналах из перечня, рекомендованного ВАК России, в статье в рецензируемом периодическом издании индексируемом в международных базах данных Web of Science и Scopus, получен патент РФ на изобретение и свидетельство на регистрацию базы данных.

Личный вклад автора.

Соискателем разработана методика проектирования силовой схемы отсека фюзеляжа в зоне большого выреза с применением комбинированной оптимизационной модели тела переменной плотности; выполнена формализация процессов проектирования ССК с использованием онтологического подхода и

методологии ARIS. Разработана методика исследования достоверности математических моделей, подобраны объекты, имеющие эталоны. Разработаны КЭМ и проведены вычислительные эксперименты с учётом нелинейных эффектов. Выполнена оценка перспектив применения изобретения – силовой схемы фюзеляжа с внутренними панелями, расположенными в углах выреза. Совместно с научным руководителем предложено развитие методики обучения топологическому проектированию конструкций. Автором проведена единолично апробация методики обучения на базе Самарского университета. Подготовлены публикации в изданиях из перечня ВАК единолично [92] и соавторстве с научным руководителем [6, 7, 11, 12, 18, 136]. Автор выступил с докладами на всероссийских и международных конференциях.

Структура и объём работы.

Структура диссертации содержит введение, четыре главы, заключение, список литературы из 166 наименований и 3 приложения. Работа содержит 123 страницы машинописного текста, 70 рисунков, 8 таблиц.

Область исследования соответствует следующим пунктам:

«1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА, с учётом особенностей технологии изготовления и отработки, механического и теплового нагружения, взаимосвязи ЛА с наземным (космическим планетным) комплексом, неопределенности реализации проектных решений»;

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

направлений исследования паспорта научной специальности 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов.

1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВЫХ СХЕМ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ. ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматриваются силовые схемы конструкции (ССК) фюзеляжа в зоне большого выреза, приводится обзор известных технических решений и методов проектирования ССК. Рассматриваются исследования по оценке достоверности математических моделей. Обсуждается вопрос выбора математической модели для топологической оптимизации фюзеляжей. Формулируются цель и задачи исследования.

1.1 Силовые схемы фюзеляжей в зонах больших вырезов

ССК определяется совокупностью силовых элементов разного типа, их количеством, расположением в пространстве и способами соединения между собой. Отыскание параметров ССК влияет на совершенство передачи усилий и предопределяет весовую эффективность конструкции.

В работах [27, с.333; 45, с.344] под «большими вырезами» понимается вырезы с размерами соизмеримыми с размерами фюзеляжа – в поперечном направлении $0,25 \div 0,5$ от диаметра фюзеляжа, в продольном направлении $0,5 \div 1,5$ от его диаметра и характеризуются тем, что пересекают одновременно продольные и поперечные элементы каркаса. Вырезы различают по назначению под аварийные, багажные, грузовые и другие люки. По форме такие вырезы обычно имеют прямоугольную или квадратную формы со скруглёнными углами, показанные на рисунке 1.1.

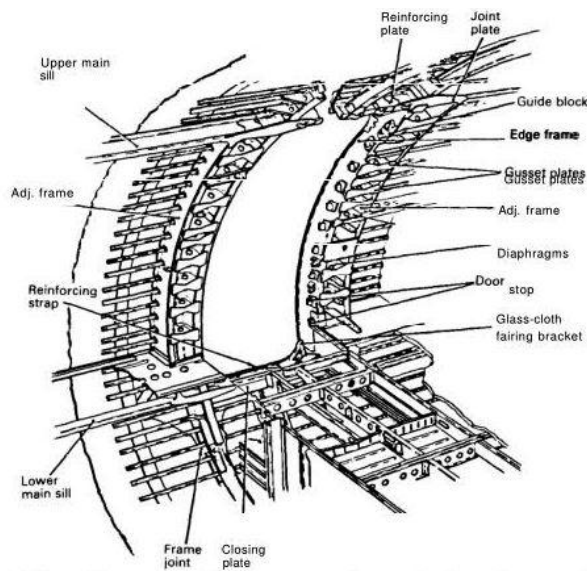
В монографии Niu M.C.Y. [150] отмечается, что вырезы часто встречаются в зонах, где необходимо выдерживать большие нагрузки, поэтому необходима дополнительная усиливающая конструкция вокруг вырезов. Любой вырез в обшивке необходимо компенсировать, причём масса дополнительных элементов, предназначенных для компенсации выреза, обычно существенно превышает массу вырезанного материала.



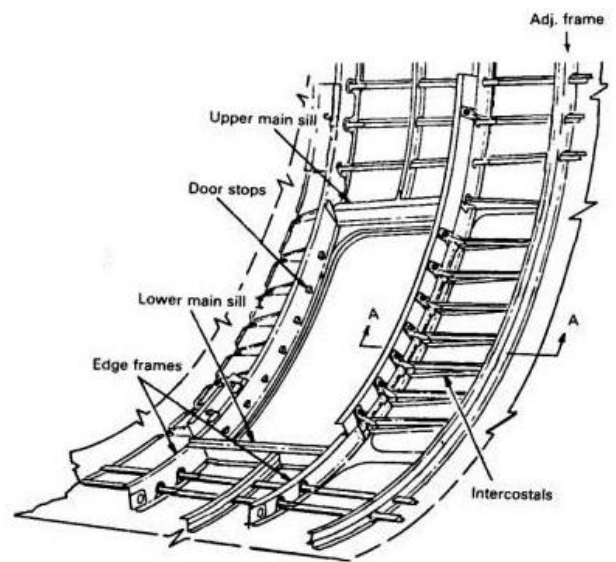
Рисунок 1.1 – Вырезы под люки в фюзеляже самолёта А350

Типовая конструкция в зоне выреза под проём пассажирской двери показана на рисунке 1.2, *а*. Нагрузки от внутреннего избыточного давления, действующего на дверь, распределяются на стенки силовых шпангоутов с помощью замков, показанных на рисунке 1.2, *б*. В качестве создания эффективного подкрепления выреза используются усиленные накладки, расположенные в углах выреза на внешней стороне обшивки, и усиленная накладка-дублёр на внутренней стороне обшивки фюзеляжа (рисунки 1.2, *в*, *г*) [150, с. 187; 138, с. 366].

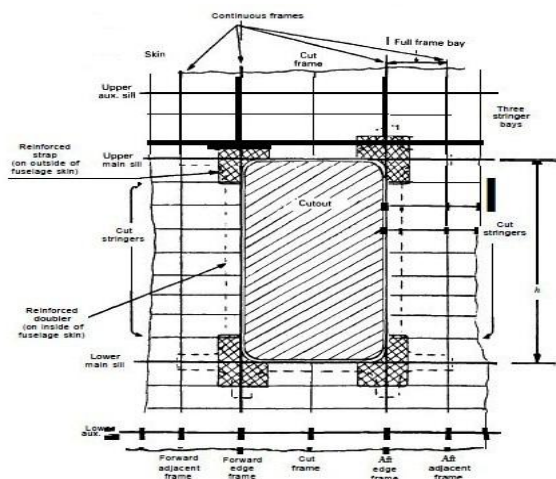
Конструкция фюзеляжей в зонах больших вырезов рассматриваются в работах [52, 73, 74, 84, 124, 132]. Общие требования по конструктивному выполнению эксплуатационных люков для воздушных судов гражданской авиации регулируются по ОСТ 1 02785-2009 [91]. Вопросы сборки панелей фюзеляжа, люков и дверей рассматриваются в работах [74, 84, 124] – в [74] для самолёта Ил-114, в [127] для самолёта Ан-124, в [84] для самолёта МС-21, в работе [124] приводится приспособление для сборки окантовки аварийного люка.



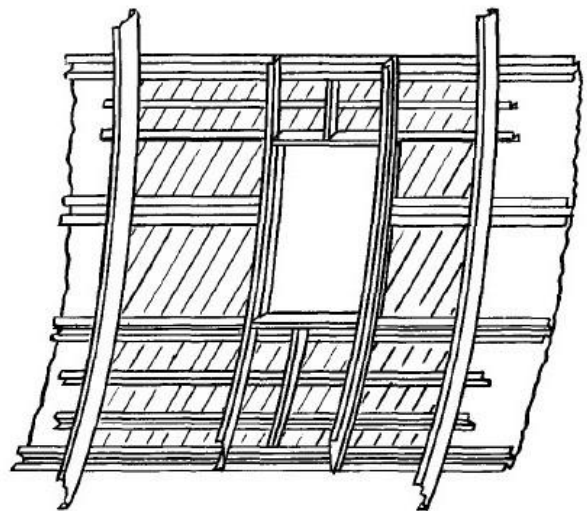
а) ССК в зоне выреза под проём пассажирской двери для транспортного самолёта [150, с. 164]



б) Точки с дверными упорами (замками) на силовых шпангоутах [150, с.197]



в) Накладка-дублёр на внутренней стороне обшивки и 4 угловые усиливающие накладки с внешней стороны обшивки [150, с. 193]



г) Внутренняя накладка-дублёр под обшивкой [138, с. 366]

Рисунок 1.2 – Технические решения в зоне большого выреза

В статье [164] рассматривается усиление зоны вырезов под аварийные люки фюзеляжа самолёта CJ818. Аварийные люки расположены в средней части фюзеляжа. Проектирование конструкции в зоне вырезов выполняется с учётом требований прочности и жёсткости. Предлагается конструкция в форме рамы в зоне усиления выреза. Рама относительно традиционной ССК содержит локальное утолщение обшивки в области между нижней кромкой аварийного люка и линией пола, усиленную накладку обшивки (рисунок А.1, а в ПРИЛОЖЕНИИ), увеличение строительных высот балочных элементов, усиление диафрагм. Обшивка между двумя аварийными люками подкреплена тремя усиливающими диафрагмами (рисунок А.1, б). С использованием МКЭ выполнен анализ конструкции на случаи нагружения внутреннего давления, изгибающего и крутящего моментов.

Обзор патентных исследований. В патенте US 6443392 В2 [98] изобретателей Weber G.R., Feiertag F.J. и др. (США) предлагается вариант осуществления изобретения (рисунок А.1, в) в виде конструкции пространственной структуры двери. Монолитная конструкция для использования в качестве гермошпангоута самолёта содержит наружную стенку, дублирующую вторую внутреннюю стенку, расположенную на расстоянии от первой стенки, перфорированную отверстиями, элементы жёсткости, расположенные между стенками и соединяющие их между собой, а также силовые шпангоуты, предусмотренные на наружных кромках первой и второй стенок для крепления гермошпангоута к конструкции фюзеляжа. Внутренняя стенка и элементы жёсткости изготавливаются вместе как монолитная конструкция. Наружная стенка может быть изготовлена как часть этой монолитной структуры или может быть изготовлена отдельно, а затем прикреплена к внешним сторонам элементов жесткости. Наружная стенка воспринимает нагружение давлением.

В патенте RU 2424945 С2 [95] изобретателя Лярше Д. (Франция) предлагается дверное обрамление фюзеляжа летательного аппарата (рисунок А.1, г), которое содержит каркас дверного проёма под установку двери. Дверной каркас состоит из внешней и внутренней рамы и композитного ребра,

расположенного между ними, выполненного в виде "гармошки" с последовательностью вставок в форме буквы V.

В изобретении US 9 067 670 B2 [97] авторов М. Дюжери, Г. Галлан, Р. Делаэ (Франция) предлагается рама (рисунок А.1, *д*) в зоне выреза под дверь фюзеляжа, которая содержит обшивку, вдоль продольных границ большого выреза верхнюю и нижнюю продольные балки, вдоль поперечных границ кессонную структуру, составленную из совокупности стенок, выполненных из композиционного материала, соединённых так, чтобы сформировать полый и замкнутый профиль. Одна из стенок является наклонной с наличием в ней отверстий для обеспечения доступа внутрь кессонной структуры.

В патенте DE 102009057010 A1 [93] изобретателей Weber Markus J., и др. (Германия) предлагается конструкция (рисунок А.1, *е*) дверного обрамления отсека фюзеляжа самолёта со сборной дверной панелью, которая содержит наружную обшивку и заднюю конструкцию с дверной рамой, изготовленные как единое целое, при этом дверная рама ограничивает вырез под дверь самолёта. Задняя конструкция, выполненная как единое целое с дверной рамой, соединяет диафрагмы в форме профилей, и диагональные (наклонные) элементы жёсткости, расположенные в угловых зонах дверной рамы. Задняя конструкция с дверной рамой соединяется с конструкцией фюзеляжа за счёт диафрагм и межрёберных продольных нервюр. Средний участок дверного проёма расположен между двумя соседними силовыми шпангоутами данной конструкции фюзеляжа. Дверная панель выполнена из КМ углепластикового армированного волокна.

В патенте RU 2 573 692 С2 [94] изобретателей Аревало Родригес.Э., Крус Домингес Ф.Х. (Испания) предлагается усиливающая конструкция для дверного проёма (рисунок А.1, *ж*) основной конструкции фюзеляжа ЛА. Основная конструкция содержит обшивку, шпангоуты, стрингеры. Усиливающая конструкция содержит периметрический усиливающий элемент, проходящий вдоль всей кромки дверного проёма, и выполненный интегрированным как единая деталь в процессе изготовления обшивки, а также содержит поперечные и продольные усиливающие элементы, расположенные на продольных сторонах

проёма (балках) и поперечных сторонах проёма, т.е. силовых шпангоутах. Продольные усиливающие элементы выполнены в форме стрингеров с большой толщиной в зонах, окантовывающих проём. Поперечные усиливающие элементы в сечении повторяют форму обшивки, стрингеров и продольных усиливающих элементов, при этом вместе с обшивкой в зонах около проёма также имеют большее сечение. Предлагаемая конструкция обрамления проёма фюзеляжа ЛА выполнена из КМ.

Таким образом, *традиционное техническое решение* в зоне вырезов под люк содержит вдоль поперечных краёв выреза силовые шпангоуты, а вдоль продольных краёв выреза – балки или бимсы. Такое техническое решение содержат большинство современных фюзеляжей летательных аппаратов. Основным недостатком является низкая жёсткость упругой системы в радиальном и продольном направлении.

1.2 Обзор методов проектирования силовых схем авиационных конструкций

Проектирование ССК на основе моделей метода конечных элементов (МКЭ) осуществляется с применением оптимизации распределения материала в гипотетической непрерывной упругой среде (континуальной модели), заполняющей допустимую область для размещения элементов конструкции. Далее этот материал замещается реальными конструктивными элементами. Этот процесс получил название *топологической оптимизации* конструкций [135].

В работе Комарова А.А. [62] предлагаются основы общей теории проектирования силовых конструкций с наиболее эффективным использованием материалов. Для конструкций различных типов представлены алгоритмы отыскания наиболее жёсткой конструкции (НЖК) на основе минимума потенциальной энергии. Предлагается модель гипотетического *изотропного* материала с переменным по объёму модулем упругости при оптимизации плоских сплошных конструкций для преодоления вычислительных проблем, связанных с

расчётом напряженно-деформированного состояния (НДС) пластин переменной толщины. Эта работа является основой теории силового конструирования, развиваемой учёными Самарской научной школы.

В работе Комарова В.А. [68] предлагается метод проектирования ССК пространственных объектов на основе математической модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности и используется алгоритм поиска полнонапряжённого проекта (ПНП). В работах Комарова В.А. и Вейсхаара Т.А. [25, 71] предлагается современная парадигма проектирования конструкций ЛА на основе высокоточного математического моделирования, которая получила название технология «точного попадания». Особенность этой технологии заключается в применении на ранних стадиях проектирования научно обоснованных методов топологической оптимизации. В качестве критерия весового совершенства конструкции используется минимальная величина силового фактора [62, 65]. В статьях [61, 64] рассматриваются задачи количественной оценки ССК и примеры расчёта безразмерного критерия силового фактора для конструкций нагруженных давлением, изгибом и кручением. В работе [69] приводится алгоритм топологической оптимизации силовых аддитивных конструкций для материала переменной плотности по критерию минимума массы с учётом ограничений по прочности и жёсткости.

В докторской диссертации Болдырева А.В. [13] предлагается метод проектирования фюзеляжа в зоне большого выреза, исследуется зависимость массовой эффективности окантовки от параметров выреза. В зоне грузового выреза в фюзеляже транспортного самолёта найдена ССК с дополнительной внутренней панелью, применение которой позволяет снизить требуемую по прочности массу. В работе [10] предлагается технология проектирования авиационных конструкций с использованием модели тела переменной плотности Комарова В.А. и с учётом требований прочности, жёсткости и устойчивости конструкций.

В базовой статье Bendsoe M.P., Kikuchi N. [135] предлагается метод проектирования, который состоит из вычисления оптимального распределения в

пространстве *анизотропного* материала, создаваемого при введении периодически распределённых пор в некотором усреднении. Метод использует материал, для которого зависимость жёсткости от плотности является нелинейной. Представленный подход «density-based approaches» позволяет предсказать рациональную топологию структурных элементов конструкции и послужил основой для разработки различных методов топологической оптимизации, рассмотренных в обзорных статьях [139, 140, 146, 153, 154, 163, 166].

В статье Eschenauer H.A., Olhoff N. [140] рассматриваются математические и физические основы проблемы топологической оптимизации конструкций, включая основные уравнения упругости, вариационные и энергетические принципы. Обсуждаются методы, развивающие два подхода – оптимизации характеристик пористого материала (методы усреднения) или *микроструктурный* подход и геометрические методы или *макроструктурный* подход. Обсуждаются области применения средств топологической оптимизации.

В обзорной статье Rozvany G.I.N. [153] приводится обзор численных методов структурной топологической оптимизации, которые применяются в промышленном программном обеспечении. Рассматриваются *SIMP* (Solid Isotropic Microstructure (or Material) with Penalization) и *ESO (SERA)* методы.

В статье [166] рассматриваются достижения методов топологической оптимизации на основе «density-based approaches», применяемые при проектировании самолётов.

Исследованию результатов интерпретации пространственной топологической оптимизации посвящены статьи [143, 147, 151, 159].

В статье Zhang J., Yanagimoto J. [165] предлагаются универсальные методы топологической оптимизации, которые могут быть использованы для дальнейшего развития сверхлёгких конструкций с произвольной макроформой и микрорешётками в качестве их составных частей. Оптимальное распределение плотности микрорешёток получается за счёт применения метода топологической оптимизации на основе гомогенизации [135] к структуре микрорешётки.

В методах топологической оптимизации осуществляется снижение массы конструкций при выполнении различных *функциональных требований*.

Метод ПНП применяется, когда рассматриваются только ограничения по напряжениям [77, 87, 118, 126]. В работе [76, с.228; с.250] рассматриваются способы компенсации отверстий в оболочках, предлагаются проектировочные расчёты для вычисления размеров подкрепляющих накладок для прямоугольного выреза с определением внутренних усилий, напряжений, перемещений при разных схемах нагружения [76, с.228]. В работе Баничука Н.В. [4, с.255] отмечается, что для конструкций с концентраторами напряжений актуальна частичная равнопрочность.

При проектировании авиационных конструкций учёт требований жёсткости рассматривается в работах [17, 19, 30, 67, 145], требований прочности и жёсткости исследуется в работах [108, 44, 55, 78, 38, 8, 21, 60, 90, 56, 69, 130, 24, 29, 119, 72], требований прочности и устойчивости [88, 14, 40, 47, 50, 115], аэроупругости [89, 17, 38], живучести [113, 28], технологичности [81, 55, 112, 9], усталостной прочности, долговечности и ресурса [114, 133, 85, 112, 116, 137, 103, 41].

В статье Fleury С. [141] предлагается *гибридный критерий оптимальности*, в котором ограничения на напряжения в зонах концентраторов учитываются с помощью ограничений на *обобщённые перемещения*, другая часть ограничений на напряжения учитывается за счёт использования критерия ПНП. В работах [55, 10] осуществляется проектирование конструкций с концентраторами напряжений с учётом широкого спектра ограничений.

Методы проектирования *отсеков фюзеляжа с большими вырезами* рассматриваются в работах [27, с.337-343; 45, с.350-359; 128, с.86-94]. В работах [31, 121] рассматриваются аналитические методы расчёта на кручение конструкции фюзеляжа с большим прямоугольным вырезом.

В статье G. Schuhmacher и др. [155] приводятся результаты применения методов топологической оптимизации для хвостовой части фюзеляжа военно-транспортного самолёта А400М с большим вырезом под грузовую рампу. Усовершенствована процедура минимизации функции Лагранжа с учётом

требований прочности и устойчивости. Рассматриваются разные случаи нагружения конструкции – давление, кручение, изгиб.

В работе Пенькова Е.А. [99, с. 47-48] рассматриваются вопросы автоматизации проектирования ССК самолётов со сложной компоновкой. В ОКБ Сухого на основе созданного программного обеспечения решён ряд задач по совершенствованию ССК проектируемых самолётов. Приводятся исследования по поиску путей повышения жёсткости конструкции планера за счёт изменения конфигурации элементов ССК.

В работе [156] проводится структурная оптимизация композитной панели фюзеляжа с большим вырезом. Для отыскания конструкции с минимальным весом разработана программная среда GEOpS, основанная на эволюционных алгоритмах. Результаты оптимизации тестируются на примере панели, изготовленной из углепластика и имеющей вырез, представляющий собой проём двери.

В статье Савина С.П. [112, с. 689–690] при проектировании самолётов семейства МС-21 даются рекомендации для конструктора:

- следует стремиться к снижению числа деталей, технологических разъёмов с применением интегральных конструкций, что позволит снизить вес конструкции и сократить число концентраторов напряжений;

- необходимо избегать создания неконтролируемых «глухих» зон для обеспечения подходов для сборки, герметизации, обслуживания конструкции при эксплуатации изделия.

В статье [144] исследуются параметры, влияющие на процесс проектирования прямоугольного выреза фюзеляжа. Рассматривается обшивочно-стрингерная панель с большим прямоугольным вырезом. Выявлены факторы, определяющие прочность усиления выреза.

В статье [148] объектами исследования являются пассажирские широкофюзеляжные самолёты Boeing 787 и A350 XWB с композитным фюзеляжем. Рассматривается задача проектирования конструкции усиления дверного проёма в зоне большого выреза под люк.

В работах Разина А. Ф., Каледина В.О., Бурнышевой Т.В., Штейнбрехер О.А. [22, 23, 57, 106] исследуются методами вычислительного эксперимента вопросы рационального проектирования окантовок люков отсека космического летательного аппарата для анизотропных композитных конструкций. В работах Бурнышевой Т.В. [22, 23] решаются задачи оптимизации конструкции по массе с учётом ограничений по прочности, жёсткости и устойчивости нерегулярных сетчатых конструкций. Определяются ограничения на толщины окантовок выреза. Даются рекомендации по учёту снижения концентрации напряжений в элементах конструкции вблизи внешней окантовки выреза.

В статье Тун Лин Хтета, П. В. Просунцова [120] предлагается методика проектирования хвостовой части фюзеляжа самолёта DA-62. Методика объединяет методы параметрической и топологической оптимизации при определении геометрии размеров и формы шпангоутов. Повышение весовой эффективности достигается за счёт оптимизации схемы укладки слоёв КМ. Методика позволяет снизить массу конструкции фюзеляжа с учётом сохранения достаточной прочности и жёсткости конструкции.

1.3 Исследования по адекватности математических моделей

Авиационные конструкции моделируются на основе МКЭ, достоверность которого исследована во многих работах [51, 83, 1, 34, 33]. Верификационные исследования с использованием МКЭ-системы для проверки коэффициента концентрации напряжений конструкций с отверстиями рассмотрены в работах [46, 55, 34, 142, 105, 122, 157, 26]. Известны исследования по определению коэффициента концентрации напряжений около отверстий, выполненные поляризационно-оптическими методами [123, 2], методами акустоупругости [86].

В работе Савина Г.Н. [111, с.849] отмечается, что большинство экспериментальных исследований по концентрации напряжений возле отверстий в пластинах и оболочках выполнено методами фотоупругости и фотоупругих

покрытий, реже используются метод тензометрии и лаковых покрытий. Обзор и рекомендации по выбору метода исследования приводятся в литературе [2, 59, 104]. В монографии Мавлютова Р.Р. [80] представлены примеры экспериментального обоснования полученных результатов на основе поляризационно-оптических методов. В исследуемых примерах одноосного и двухосного растяжения пластин с круглым отверстием отмечается, что при сравнении экспериментальных и расчётных данных максимальные значения напряжений на контуре отверстия практически совпадают.

В работах специалистов ЦАГИ и СибНИА [5, 39, 53, 54] рассматривается проведение расчётно-экспериментальных исследований по статической прочности конструкций, отмечаются достигнутые результаты в разработке методов вычислительной прочности для решения задач анализа и синтеза силовых конструкций ЛА. В работе Серьёзнова А.Н., Белова В.К. [114] приводится информация по типовым концентраторам напряжений в элементах конструкции планера по результатам статических и усталостных испытаний в СибНИА порядка 100 агрегатов самолётов.

В работах [3, 28, 35, 128] отмечается, что разрушения в фюзеляже вызваны, преимущественно, нагружением циклического избыточного давления.

В работах Доронина С.В., Рогалева А.Н. [42, 43] рассматривается задача Колосова – Инглиса о растяжении пластины с дуговым вырезом. Варьируются параметры длины пластины, шага сетки при постоянном радиусе выреза. Сравняется значение расчётного коэффициента концентрации напряжений на контуре отверстия с его точным значением, вычисленным аналитическим путём, обсуждаются причины и условия появления вычислительной ошибки.

В статьях [32, 58, 102] исследуется концентрация напряжений около отверстия в пластине и выреза в цилиндрической оболочке с подкреплением в виде накладки. Результаты предложенных в этих статьях методик расчёта на основе МКЭ обеспечивают высокую точность результатов.

В работе Кондакова И.О. [72] разработан метод анализа прочности композитного фюзеляжа с гибридной сетчатой ССК. Метод успешно

валидирован, обеспечивает высокую точность при анализе прочности подобного типа конструкций при сравнении данных расчёта с данными натурального эксперимента.

Методики расчёта оболочек с учётом нелинейностей рассматриваются в работах [1, 24, 33, 34, 36, 37, 47–49, 82, 109, 110, 121, 131, 152, 160, 161]. В работе Агапова В.П. [1, с.139] отмечается, что наибольший интерес представляет сравнительный анализ напряжений в исследуемых конструкциях, найденных экспериментально и с использованием линейного и нелинейного расчётов.

В [75] выявлено, что континуальные КЭМ крыла самолёта при соблюдении сформулированных в работе условий имеют достаточно высокую точность для определения перемещений проектируемой конструкции. Результаты работы [13] при исследовании адекватности континуальной модели подтверждают целесообразность её применения к проектированию фюзеляжей.

При топологической оптимизации в итерационном процессе многократно выполняется расчёт НДС конструкции, поэтому предъявляются особые требования к вычислительной эффективности процессов. Важно определить нижние границы параметров сетки КЭМ, позволяющие обеспечить достоверное моделирование исследуемых объектов при минимальных вычислительных затратах.

1.4 Выбор математической модели

Допустимая область проектируемой конструкции фюзеляжа, где могут размещаться силовые элементы, в зоне выреза представляет собой геометрическое пространство, которое определяется внешними границами, совпадающими с теоретическим контуром обводов фюзеляжа, и внутренними границами необходимого свободного пространства, определяемого компоновочными соображениями вне зон размещения пассажирских, грузовых и приборных отсеков.

Допустимая область заполняется гипотетической непрерывной упругой средой переменной плотности и жёсткости, называемой далее "заполнителем", в которой прочностные и упругие характеристики линейно связаны с плотностью ρ изотропного материала на основе следующих соотношений [68]:

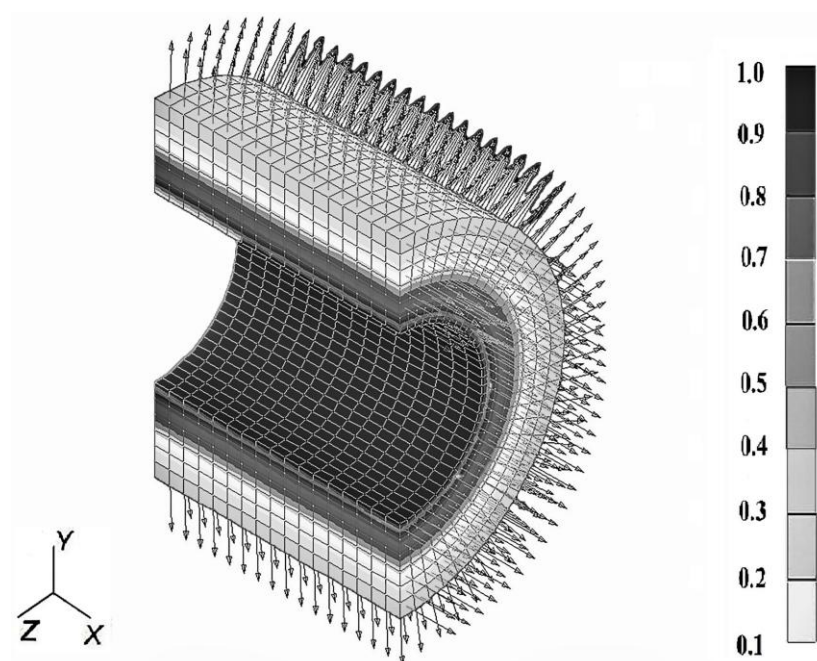
$$E = \rho \cdot \bar{E}, \quad (1.1)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \cdot \bar{\sigma}, \quad (1.2)$$

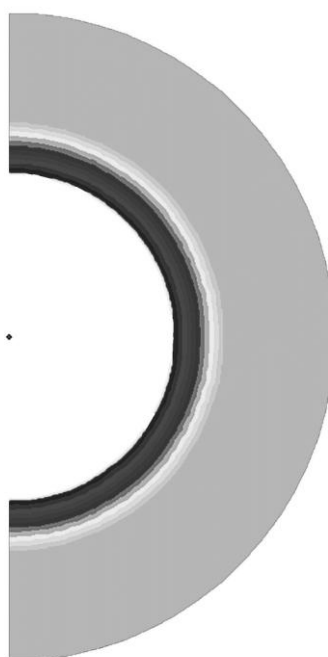
где $E, \bar{\sigma}$ – модуль упругости и допускаемое напряжение материала; $\bar{E}, \bar{\sigma}$ – удельные характеристики при единичной плотности. В процессе топологической оптимизации отыскивается оптимальное распределение плотности ρ .

В работе Д. М. Козлова, А. С. Кузнецова¹ допустимая область для отсека фюзеляжа представляет собой толстостенную цилиндрическую оболочку, нагруженную внутренним избыточным давлением $P_{изб}$. Толщина оболочки определяется строительной высотой шпангоутов в отсеке фюзеляжа. Отметим, что рассматриваемый случай нагружения является одним из определяющих для отсека фюзеляжа [3, 28, 35, 128]. Результаты эксперимента, представлены на рисунке 1.2 (показана половина оболочки).

¹ Нагружение толстостенной цилиндрической оболочки внутренним избыточным давлением, изгибом, крутящим моментом : отчет о НИР / СГАУ ; рук. Д. М. Козлов ; исполн. А. С. Кузнецов. – Самара: СГАУ, 2008. – 17 с.



а) Нагружение $P_{изб}$



б) сечение ТОК

Рисунок 1.2 – Распределение плотности ρ в ТОК

После топологической оптимизации по алгоритму поиска ПНП сгустки плотности ρ выявлены по внутренней границе допустимой области, что объясняется минимальной длиной внутреннего контура сечения оболочки. Эти результаты оптимизации можно интерпретировать как целесообразность

использования обшивки фюзеляжа вдоль внутреннего контура допустимой области. Такое решение, полученное средствами топологической оптимизации, не учитывает требование придания фюзеляжу формы удобообтекаемого тела, и не может рассматриваться как рациональное решение. Из этих соображений обшивка должна располагаться по внешнему контуру допустимой области.

Для преодоления указанного недостатка в настоящей диссертации для топологической оптимизации фюзеляжа предлагается использовать **комбинированную модель**, представленную на рисунке 1.3. Подобная оптимизационная модель ранее использовалась в работе Комарова В.А. [67] при решении вопроса рационального повышения жёсткости конструкции топологическими средствами.

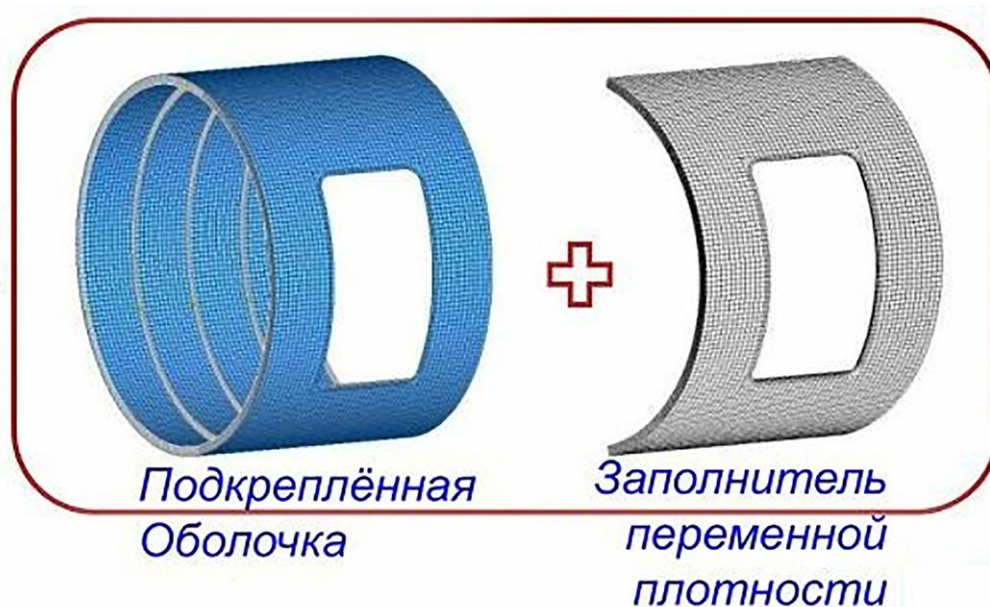


Рисунок 1.3 – Комбинированная оптимизационная КЭМ

Комбинированная модель объединяет подкреплённую каркасированную оболочку и тело переменной плотности в зоне выреза. Оболочка располагается по внешнему контуру допустимой области и обеспечивает удобообтекаемость фюзеляжа. Оптимизация распределения материала в заполнителе и анализ его

силовой работы позволяет выявить элементы конструкции, необходимые для рационального подкрепления выреза в оболочке отсека фюзеляжа.

1.5 Цель и задачи исследования

Целью диссертационной работы является разработка и апробирование методики топологической оптимизации фюзеляжа в зоне большого выреза для повышения его весовой эффективности.

Задачи исследования:

1. Разработать методику топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза с учётом ограничений по прочности и жёсткости. Проанализировать возможность применения методики на учёт основных расчётных случаев нагружения герметичных фюзеляжей.
2. Оценить достоверность математической модели фюзеляжа в зоне большого выреза. Сформулировать рекомендации для адекватного моделирования конструкций в этих зонах на ранних стадиях проектирования.
3. Выполнить отработку на электронном макете отсека фюзеляжа с большим вырезом нового конструктивного решения, полученного с применением разработанной методики топологической оптимизации.

2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Рассматриваются вопросы обеспечения достоверности численных расчётов фюзеляжей в зоне большого выреза. Приводятся цель и задачи исследования достоверности, методы и средства измерений, объекты, имеющие эталоны для сравнения, определены проверяемые характеристики и типы их проверки. Даются рекомендации для моделирования конструкций фюзеляжа в зоне выреза под люк.

2.1 Методика исследования

На ранних стадиях проектирования фюзеляжей ЛА, характеризующихся в зонах больших вырезов появлением концентраторов напряжений, депланации сечений, изгибающих и крутящих моментов вдоль контуров вырезов, появляется потребность исследования достоверности математических моделей.

Цель исследования.

Выполнить проверку адекватности моделирования КЭМ цилиндрических оболочек типа фюзеляж в зоне большого выреза на специально подобранных объектах с наличием эталонов и сформулировать рекомендации для моделирования объектов данного типа.

Задачи.

1. Оценить влияние подробности сетки на коэффициент концентрации напряжений K_σ на контуре выреза в КЭМ с определением точности получаемых результатов.

2. Оценить адекватность моделирования поля напряжений и деформаций в окрестности выреза.

3. Проверить K_σ с учётом нелинейного поведения конструкции в зоне большого выреза.

Объекты исследования в соответствии с принципом "от простого к сложному":

А) Бесконечная полоса с круглым отверстием;

Б) Бесконечная пластина с большим прямоугольным отверстием с закруглёнными углами;

В) Каркасированная цилиндрическая оболочка типа фюзеляж с большим прямоугольным вырезом.

Характеристики объектов исследования показаны на рисунке 2.1.

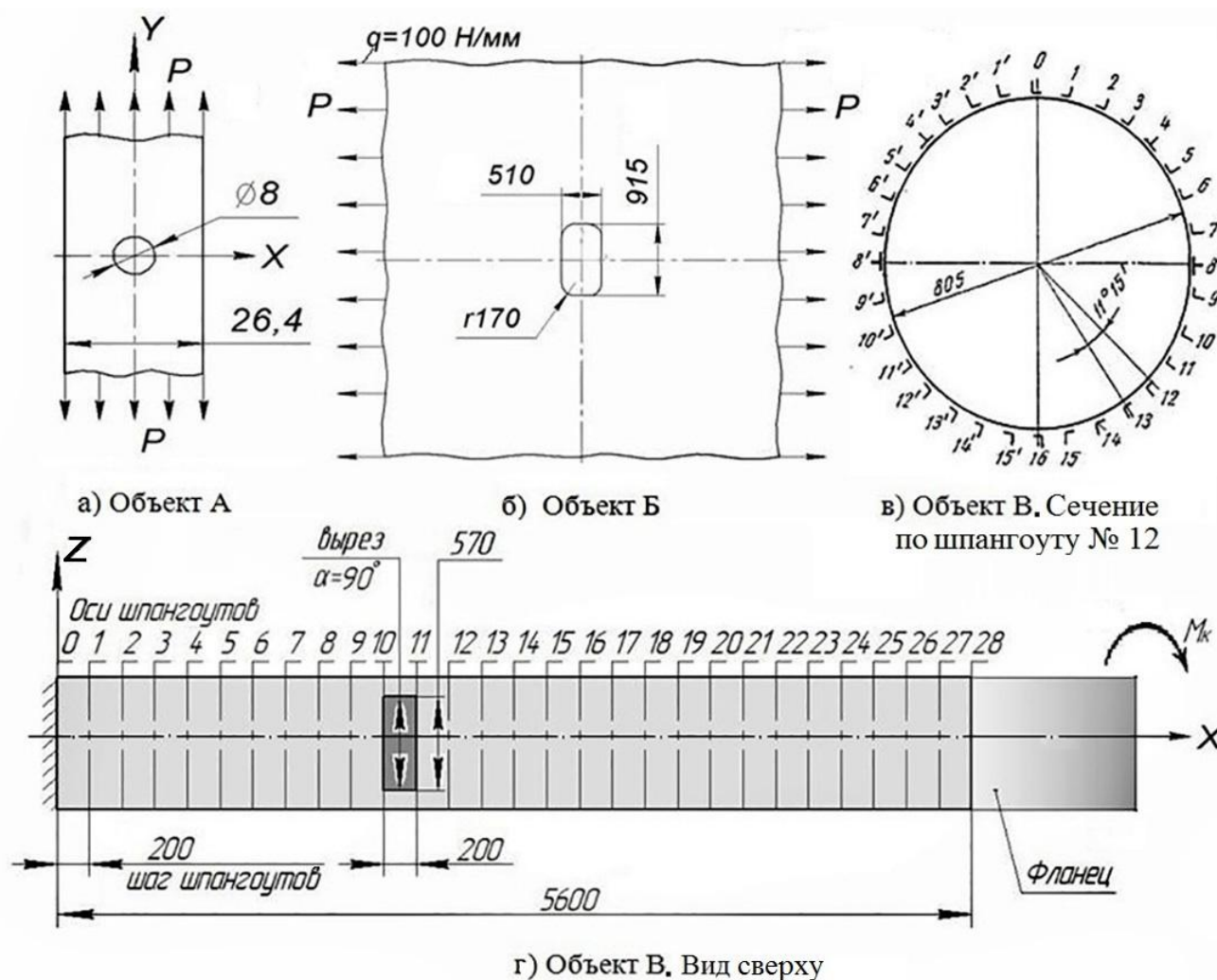


Рисунок 2.1 – Геометрические характеристики исследуемых объектов

Эталоны сравнения для объектов исследования.

Для объекта А эталоном является экспериментальное значение $K\sigma$ по данным натурального эксперимента, полученное методом фотоупругости на бакелитовых моделях [123] и известное теоретическое значение [111]. Эталон для объекта Б служит точное аналитическое решение [162]. Для объекта В эталоном являются данные натурального эксперимента, выполненного в ЦАГИ [125]. Выбор для объекта В случая нагружения обосновывается тем, что цилиндрическая каркасированная

оболочка с вырезом имеет незамкнутое поперечное сечение, низкую жёсткость на кручение, большие градиенты деформаций и внутренних усилий.

Методы исследований и средства измерений.

1) *Методы натурального эксперимента.*

1.1) *Метод фотоупругости* используется для исследования объекта А.

Является поляризационно-оптическим методом исследования напряжений в линейных статических упругих задачах на прозрачных моделях в виде относительно тонких пластин, выполненных из механически изотропных оптически чувствительных материалов. Его эффективно применяют при определении концентрации напряжений для плоских задач в зоне отверстий и вырезов. Этот метод предпочтительнее тензометрических методов измерения деформаций в зонах концентрации напряжений, где имеет место высокие градиенты деформаций, что приводит к погрешностям определения средних деформаций на базе измерений. Использование поляризационно-оптических измерений при нормальном просвечивании плосконапряженных моделей выполняется на практически нулевой базе, что и определяет их высокую точность при исследовании концентрации напряжений [2, 123, 59].

1.2) *Метод тензометрии* используется для исследования объекта В.

Натурный эксперимент ЦАГИ [125] предусматривает применение тензометров. Деформации стрингеров и обшивки опытной оболочки измерялись с помощью проволочных тензометров. На стрингеры наклеивались тензодатчики типа ДК-25, розетки с двух сторон обшивки составлялись из тензодатчиков типа ДК-10. Каждая розетка по одной стороне обшивки состояла из двух тензодатчиков, наклеенных под углом 45° к образующей цилиндрической оболочки. Показания тензодатчиков при нагружении оболочки регистрировались с помощью электронных измерителей деформаций типа ЭИД-1, ЭИД-3. Схема размещения розеток и тензодатчиков представлена в [125, с.8]. Нормальные и касательные напряжения, определённые в соответствующих элементах конструкции в результате испытаний усреднялись. Всего на каркасированную цилиндрическую оболочку с вырезом наклеено 630 тензометров.

2) Методы модельного эксперимента.

2.1) *Аналитический метод* используется для изучения объекта Б. В работе [162] данные для проверки $K\sigma$ представлены в форме уравнений, которые были разработаны для того, чтобы как можно точнее соответствовать многим точкам, приведённым в литературе данным. При этом для уравнений достигается соответствие точкам данных с погрешностью менее 5%.

2.2) *Численный метод*. Для моделирования конструкций используется МКЭ в среде системы NASTRAN [110], выбор которой в настоящем исследовании объясняется использованием данной системы на многих предприятиях, занимающихся проектированием самолётов [131, с.37]. Например, в данной системе в ПАО «Корпорация «Иркут» осуществляется выполнение прочностных расчётов самолёта MC-21-300 [134]. Тонкостенные объекты А и Б, а также элементы обшивки и стенок шпангоутов для объекта В моделируются плоскими элементами типа PLATE. Элементами типа ROD в этих объектах для измерения $K\sigma$ вдоль контура отверстия моделируются индикаторные стержневые элементы малой жёсткости, а также пояса шпангоутов для объекта В. Элементами типа BEAM в объекте В осуществляется моделирование стрингеров. Теория прочности Генки–Губера–Мизеса применяется для расчёта оболочечных элементов конструкции.

Далее приводятся результаты исследования достоверности математических моделей.

2.2 Оценка влияния подробности сетки на коэффициент концентрации напряжений

Объект А. Рассматривается равномерно растянутая усилиями $P=40,3$ Н/мм вдоль оси Y бесконечная полоса, называемая далее пластиной с центральным круглым отверстием [123; 111]. Пластина считается "бесконечной", если её ширина превышает пятикратный размер диаметра отверстия [111, с.850].

Рассматривается пластина шириной 74 мм и толщиной $\delta=6,05$ мм. Пластина изготовлена из материала бакелит ВТ-61-893, для которого модуль упругости $E=4246,3$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu=0,365$ [123, с.340, с.357].

Исследуется вопрос о влиянии степени сгущения сетки в КЭМ на $K\sigma$. Проверяется рекомендация Пересыпкина В.П. о получении приемлемых результатов в зоне концентрации напряжений в районе отверстия для сетки модели, содержащей хотя бы один ряд конечных элементов правильной формы вдоль контура выреза. В исследовании [100, с.165] под «правильной формой» для двумерных конечных элементов понимаются фигуры в виде квадрата, прямоугольника и близкие к ним очертания.

Разработаны КЭМ с различной подробностью сетки, показанные на рисунке 2.2. Подробность КЭМ оценивается с помощью числа элементов правильной формы вдоль контура отверстия, для которого вводится обозначение N_B .

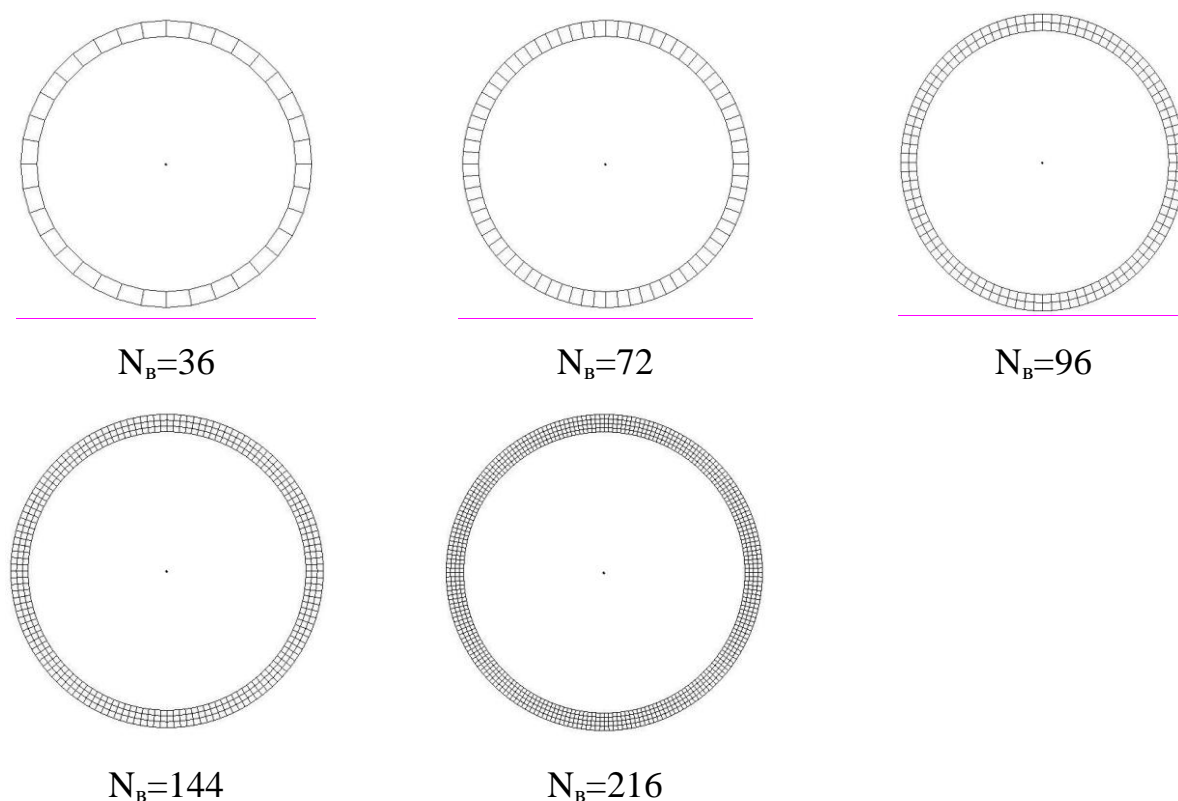


Рисунок 2.2 – Варианты сетки на контуре отверстия КЭМ

Фрагмент КЭМ показан на рисунке 2.3. На рисунке 2.4 представлены результаты сравнения численных расчётов с натурным экспериментом и теорией при сгущении сетки вдоль контура отверстия.

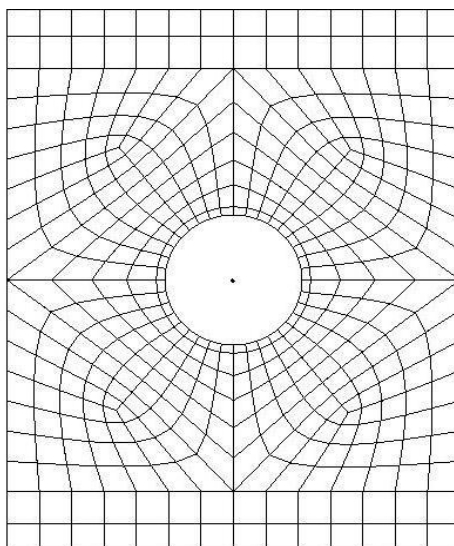


Рисунок 2.3 – Фрагмент сети КЭМ с $N_B=36$

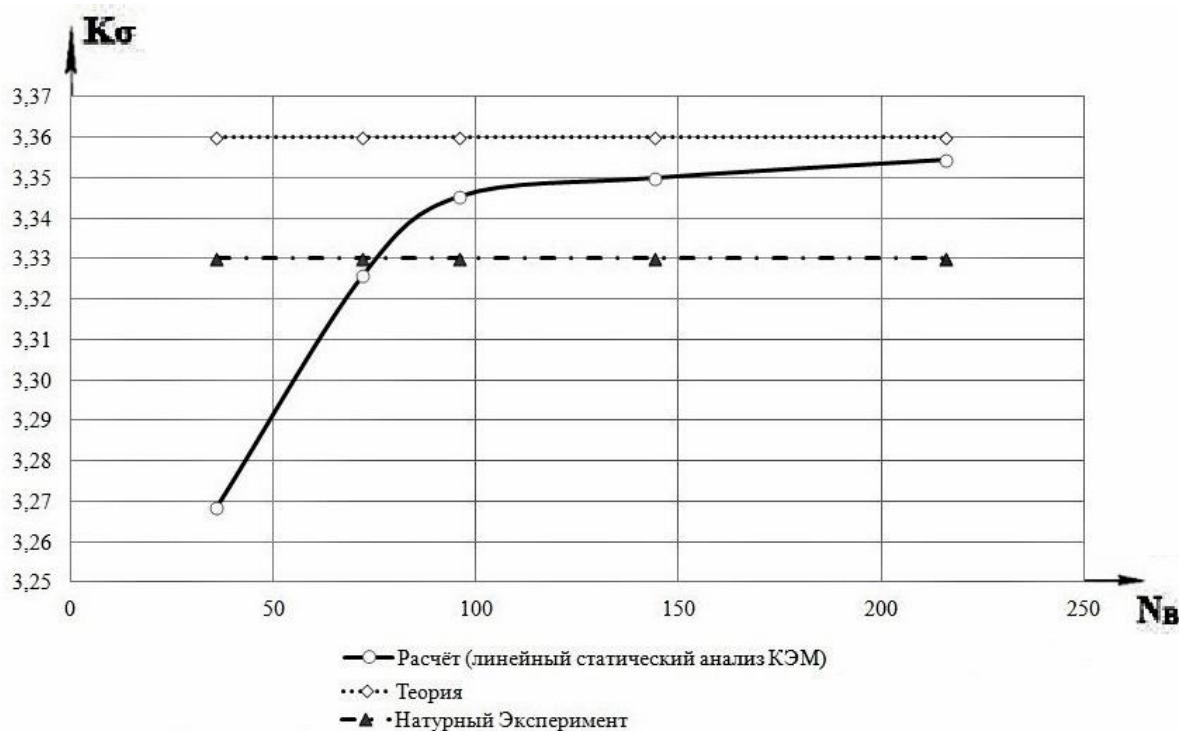


Рисунок 2.4 – Зависимость $K\sigma$ от числа элементов N_B на контуре отверстия КЭМ для разных вариантов сетки

Из работы [111, с.850] известно, что теоретическое значение на контуре круглого отверстия для заданных геометрических параметров составляет $K\sigma=3,36$, а экспериментальное значение для $K\sigma$ по данным натурального эксперимента [123] составляет 3,33. Отличие результатов численного моделирования для КЭМ с $N_B=36$ от экспериментальных данных составляет менее 2%, от теоретических данных менее 3%. Тем самым подтверждается рекомендация, высказанная В.П. Пересыпкиным [100].

При увеличении числа элементов $N_B>100$ достигается незначительное увеличение точности расчётов относительно теоретических данных при значительном росте объёма вычислений.

Объект Б. Рассматривается модельная задача об одноосном растяжении бесконечной пластины с большим прямоугольным отверстием, углы которого скруглены. Размер отверстия для исследования выбирается максимально приближенным к размерам выреза под аварийный выход в фюзеляже самолета [101, с.346–347].

Пластина имеет толщину $\delta=1$ мм. Применяется конструкционный материал с характеристиками: $E=70000$ МПа, $\mu=0,3$.

Ставится задача сравнить коэффициент концентрации напряжений $K\sigma$, рассчитанный аналитически по формулам [162] с результатом численного линейного статического расчёта. В аналитическом расчёте при выполнении условий $0,2 \leq r/b \leq 1,0$; $0,3 \leq b/a \leq 1,0$ погрешность значения $K\sigma$ не превышает 5%. Используются следующие отношения переменных:

$$r/b = 170 \text{ мм} / 255 \text{ мм} = 0,666; \quad b/a = 255 \text{ мм} / 457,5 \text{ мм} = 0,557.$$

Вычисляются коэффициенты и теоретическое значение $K\sigma$.

$$C_1 = 14,815 - 15,774\sqrt{r/b} + 8,149r/b = 14,815 - (15,774 \cdot 0,816) + (8,149 \cdot 0,666) = 7,371;$$

$$C_2 = -11,201 - 9,750\sqrt{r/b} + 9,600r/b = -11,201 - (9,750 \cdot 0,816) + (9,600 \cdot 0,666) = -12,763;$$

$$C_3 = 0,202 + 38,622\sqrt{r/b} - 27,374r/b = 0,202 + (38,622 \cdot 0,816) - (27,374 \cdot 0,666) = 13,486;$$

$$C_4 = 3,232 - 23,002\sqrt{r/b} + 15,482r/b = 3,232 - (23,002 \cdot 0,816) + (15,482 \cdot 0,666) = -5,227;$$

$$K_{\sigma}^{теор} = C_1 + C_2\left(\frac{b}{a}\right) + C_3\left(\frac{b}{a}\right)^2 + C_4\left(\frac{b}{a}\right)^3 = 7,371 + (-12,763 \cdot 0,557) + (13,486 \cdot 0,557^2) + (-5,227 \cdot 0,557^3) \approx 3,543.$$

Номинальное напряжение $\sigma_{ном}$ определяется по формуле [158, с.30]:

$$P = q \cdot B = 100 \frac{H}{мм} \cdot 5000 мм = 5 \cdot 10^5 Н.$$

$$\sigma_{ном} = \frac{P}{A} = \frac{P}{\delta \cdot B} = \frac{5 \cdot 10^5 Н}{1 мм \cdot 5000 мм} = 100 МПа.$$

Выполняется численный расчёт КЭМ. Рассматривается вопрос о выборе числа рядов элементов в угловых зонах окантовки контура отверстия. Форма сетки для КЭМ с одним и двумя рядами элементов правильной формы в этих зонах представлена на рисунке 2.5. Картина распределения эквивалентных напряжений в элементах бесконечной пластины представлена на рисунке 2.6. Значение K_{σ} на контуре отверстия для численного расчета составляет 3,799. Погрешность с аналитическим решением составляет $\varepsilon=6,74$ %.

Отличие результатов расчёта КЭМ с одним и двумя рядами элементов правильной формы в угловых зонах окантовки контура отверстия для значения K_{σ} не превышает 0,1 %.

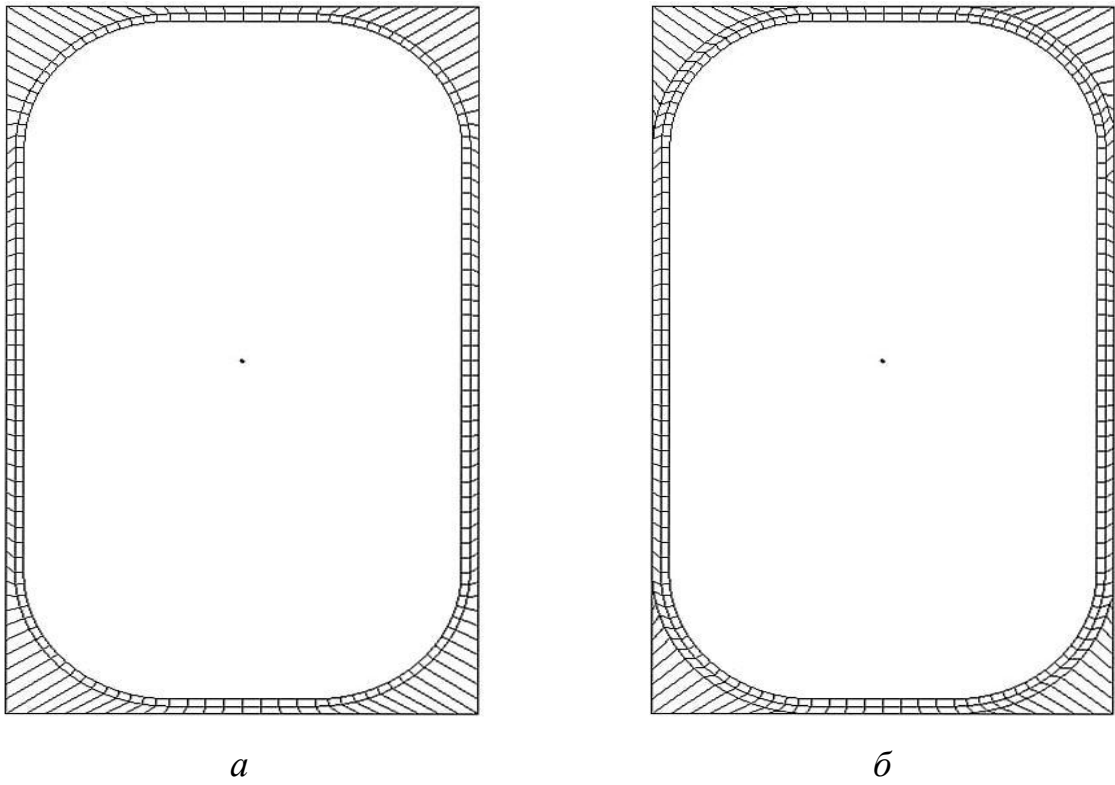


Рисунок 2.5 – Фрагмент сетки КЭМ объекта Б (*a* – 1 ряд элементов, *б* – 2 ряда элементов правильной формы вдоль контура отверстия)

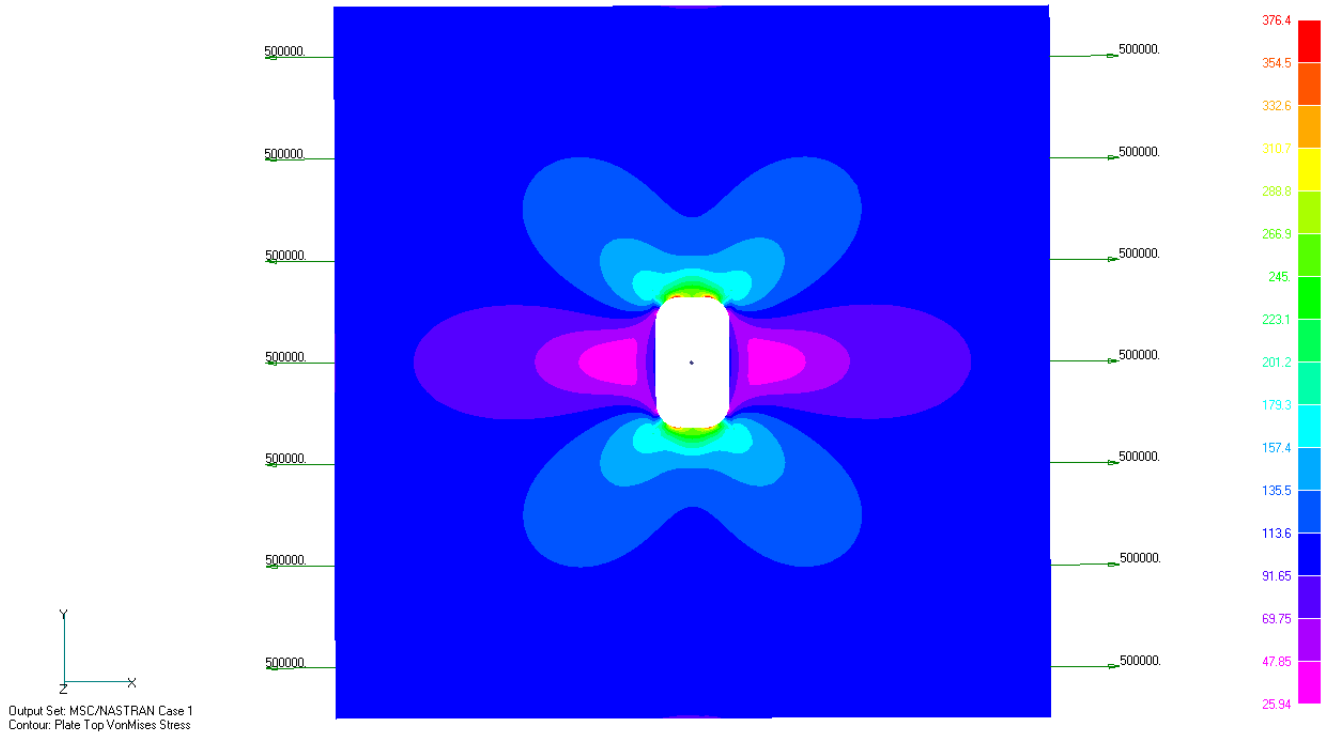


Рисунок 2.6 – Распределение эквивалентных напряжений в объекте Б

2.3 Анализ адекватности моделирования поля напряжений и деформаций в окрестности выреза

Важнейшим этапом при проектировании ЛА является определение полей напряжений и деформаций в элементах конструкции [104].

Объект А. Ставится задача сравнить качественный характер результатов визуализации численного решения с результатами натурального эксперимента [123, с.246].

Анализ картин распределения наибольших касательных напряжений τ_{\max} в пластине с круглым отверстием для интерференционных полос, полученных методом фотоупругости на бакелитовой модели, и численного расчёта КЭМ с $N_B=216$ на рисунке 2.7, показывает существенное сходство между ними.

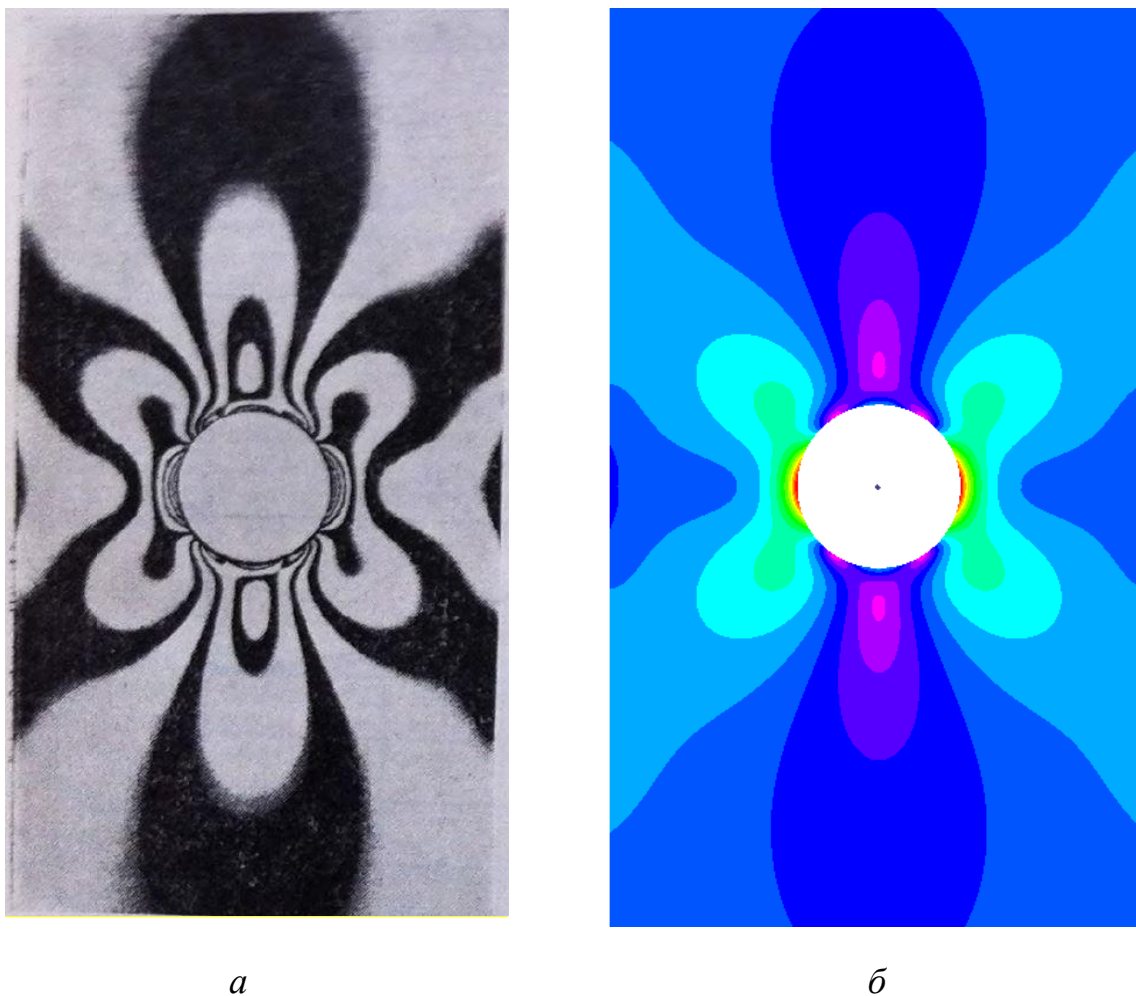


Рисунок 2.7 – Распределение наибольших касательных напряжений τ_{\max}

а) натуральный эксперимент – метод фотоупругости; б) КЭМ с $N_B=216$

Также качественное сходство наблюдается в изостатах, полученных методом фотоупругости, и траекториях главных напряжений в КЭМ, представленных на рисунке 2.8.

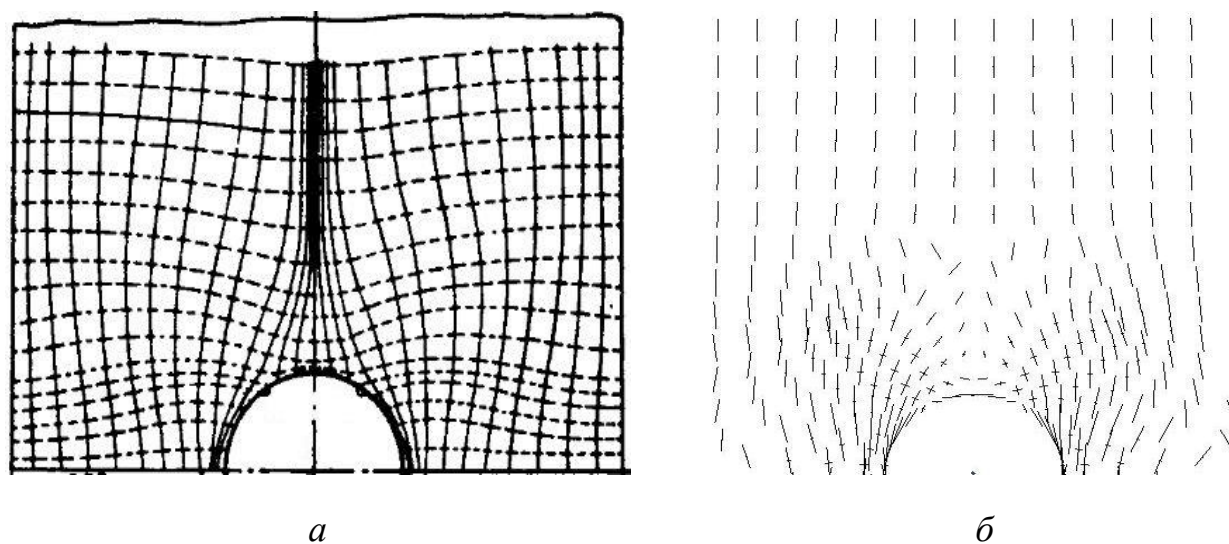


Рисунок 2.8 – Траектории главных напряжений:

а) метод фотоупругости (изостаты); б) КЭМ

Объект В. Для данного объекта представлено сравнение численного расчёта КЭМ с результатами натурального эксперимента Хлебутина Н.В., проведённого в ЦАГИ [125].

Опытная каркасированная цилиндрическая оболочка испытывалась на установке, представленной на рисунке 2.9, с возможностью исследования различных вырезов. В настоящем исследовании полученные численные результаты сравниваются с результатами эксперимента для варианта выреза № 9 [125, с.10]. Исследуется вариант, при котором отношение длины выреза к внешнему диаметру оболочки составляет 0,25.

Подробная информация об исследуемой конструкции представлена в таблице Б.1 в ПРИЛОЖЕНИИ Б.

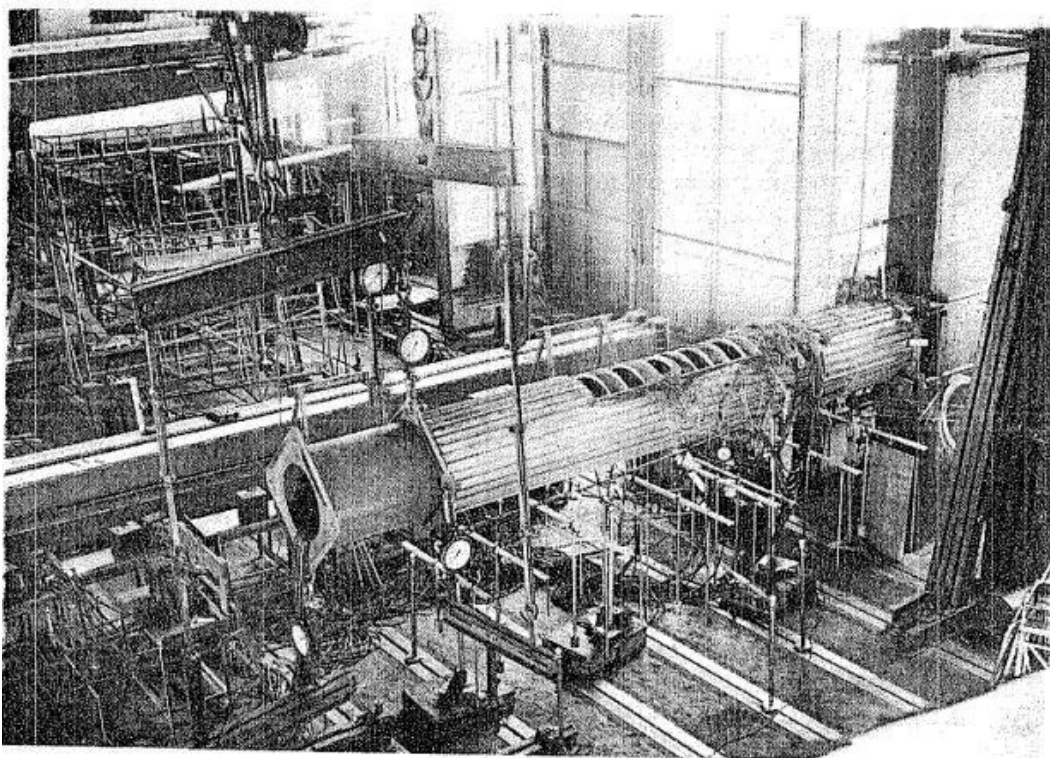


Рисунок 2.9 – Экспериментальная установка ЦАГИ [125, с.4]

Опытный образец оболочки содержит обшивку, стрингеры и шпангоуты. Вырез в оболочке создаётся за счёт вырезания обшивки и стрингеров. Конструкция содержит обшивку, 27 промежуточных шпангоутов, 2 торцевых стальных фланца и 32 стрингера.

Обшивка выполнена из листа Д16АТВ толщиной $\delta_{\text{обш}}=1,2$ мм. Стрингеры изготовлены из прессованных дюралевых профилей Д16Т-Пр и расположены равномерно по контуру сечения с наружной стороны оболочки. Нумерация шпангоутов показана на рисунке 2.1, г. Торцевой шпангоут № 0 состоит из части стального фланца и жёсткой сварной плиты, составленной из швеллеров. Через него осуществляется крепление к силовой колонне, являющейся заделкой. С другого торца (шпангоут № 28) через фланец производится нагружение оболочки крутящим моментом $M_x = 9,8$ кН·м в виде пары сил.

Для оценки сравнения экспериментальных и расчётных данных рассматривается решение следующих вопросов.

I. Анализ касательных напряжений в обшивке и нормальных напряжений в стрингерах.

Проверяется достоверность результатов математического моделирования при сравнении с экспериментальными данными. Разрабатываются КЭМ с различной густотой сетки по числу конечных элементов обшивки и стрингеров вдоль одной шпации шпангоутов, обозначаемому N_x . На рисунке 2.10 представлены фрагменты сеток КЭМ фюзеляжа. На рисунке 2.11 представлена КЭМ с сеткой $N_x=12$.

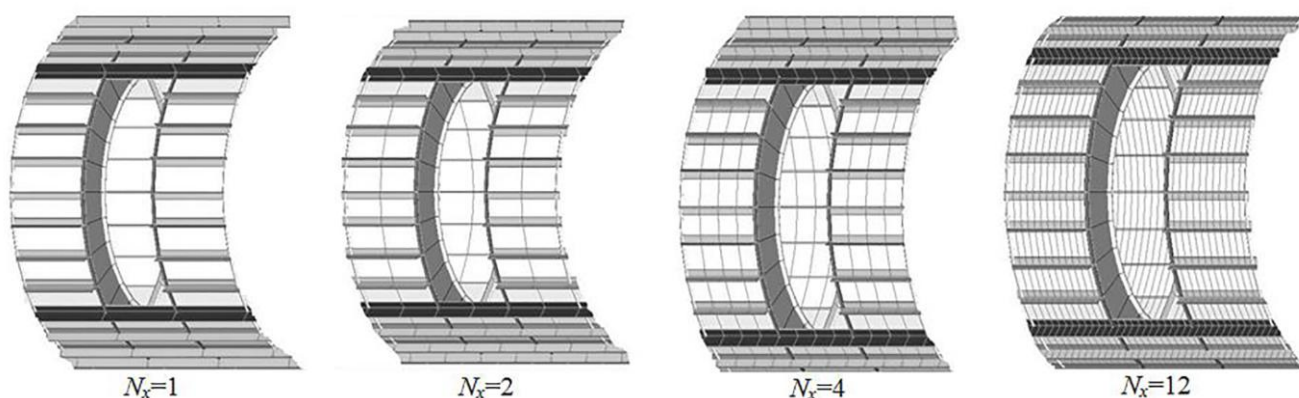


Рисунок 2.10 – Фрагменты КЭМ фюзеляжа в зоне выреза для сеток с $N_x=1, 2, 4, 12$

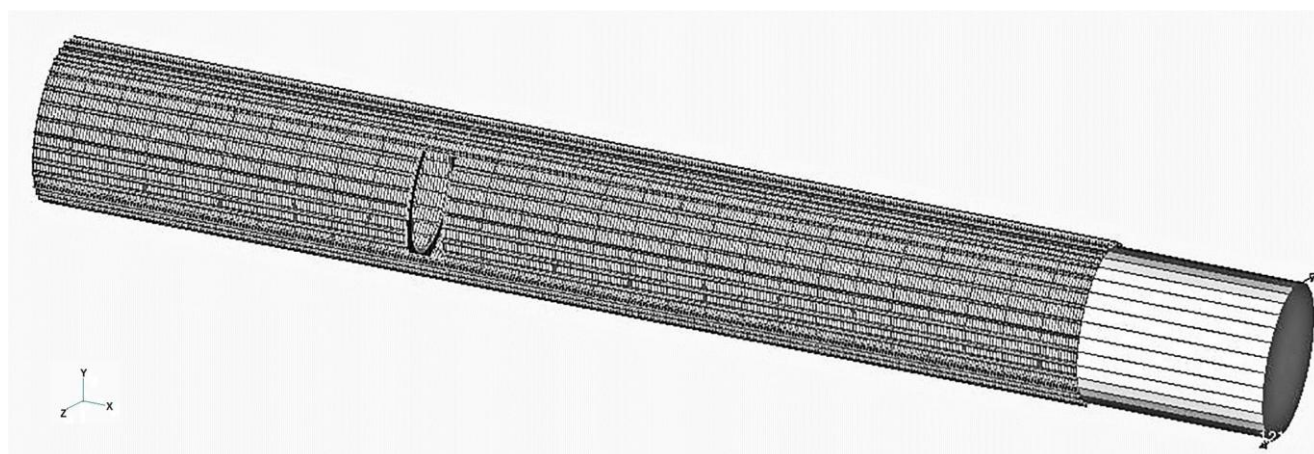


Рисунок 2.11 – КЭМ фюзеляжа в зоне большого выреза с сеткой $N_x=12$

В работе [125, с.28–29] приводятся следующие результаты натурального эксперимента:

- осреднённые касательные напряжения в обшивке в зоне панели № 4-5 и участка № 10-11 τ_{\max}^{4-5} , МПа ;
- нормальные напряжения в стрингере-бимсе № 4 на пересечении с силовым шпангоутом № 10 σ_4^n , МПа ;
- нормальные в стрингере-бимсе № 4' в сечении *c-c'* на пересечении с силовым шпангоутом № 10 $\sigma_{4'}^n$, МПа .

В таблице 2.1 представлены результаты вычислительного и натурального эксперимента.

Таблица 2.1 – Напряжения в обшивке и стрингерах каркасированной оболочки

№ п/п	Исследуемые напряжения	Эксперимент ЦАГИ	Расчёт NASTRAN	Погрешность ϵ , %
1.	τ_{\max}^{4-5} , МПа (КЭМ с сеткой $N_x=2$)	23,34 МПа	21,66 МПа	7,2 %
2.	τ_{\max}^{4-5} , МПа (КЭМ с сеткой $N_x=12$)	23,34 МПа	21,59 МПа	7,5 %
3.	σ_4^n , МПа (КЭМ с сеткой $N_x=2$)	12,36 МПа	14,17 МПа	12,8 %
4.	σ_4^n , МПа (КЭМ с сеткой $N_x=12$)	12,36 МПа	13,12 МПа	5,8 %
5.	$\sigma_{4'}^n$, МПа (КЭМ с сеткой $N_x=2$)	12,06 МПа	14,07 МПа	14,3 %
6.	$\sigma_{4'}^n$, МПа (КЭМ с сеткой $N_x=12$)	12,06 МПа	12,84 МПа	6,1 %

II. *Оценка смещения сечений шпангоутов при измерении в экспериментальной точке.*

Исследуются общие деформации оболочки по сечениям шпангоутов. В эксперименте ЦАГИ смещения сечений измеряются по шпангоутам № 0, 5, 10, 11, 14, 18, 20, 24 и 27 с использованием индикаторов и угломеров. Схема установки

приборов для типового сечения представлена на рисунке Б.1 в ПРИЛОЖЕНИИ Б. В рассматриваемых 9 сечениях оболочки с применением мессуры измеряются смещения сечений a в направлении оси Z в экспериментальных точках A , как показано на рисунке 2.12.

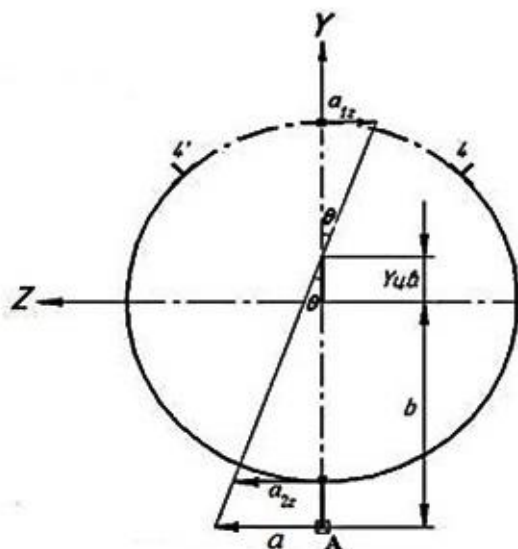


Рисунок 2.12 – Схема определения смещения a сечения оболочки в точке A

Мессура устанавливается вдоль оси X в определённой точке отсчёта A с заданной ординатой $b=440$ мм для замера деформаций в каждом исследуемом сечении оболочки. Преимущество мессуры состоит в том, что одним прибором можно исследовать большое количество точек, расположенных равномерно вдоль длины оболочки.

В верхней и нижней точке сечений в КЭМ измеряются величины смещения, обозначенные a_{1z} и a_{2z} . Эти смещения оболочки, опираются на углы поворота сечений, обозначенные на рисунке θ , определённые при численном линейном статическом анализе КЭМ конструкции и используются для расчёта величины смещения сечений a .

Величина смещения сечений a определяется из геометрии сечения по формуле:

$$a = |a_{2z}| \cdot \frac{y_{у.с.} + b}{y_{у.с.} + r}, \quad (2.1)$$

где: $y_{ц.в.}$ – ордината центра поворота рассматриваемого сечения оболочки; r – радиус оболочки.

Величина $y_{ц.в.}$ определяется также из геометрии сечения по формуле:

$$y_{ц.в.} = r \cdot \frac{|a_{1z}| - |a_{2z}|}{|a_{1z}| + |a_{2z}|}, \quad (2.2)$$

Учёт знака $y_{ц.в.}$ осуществляется при выполнении условия: если $|a_{1z}| > |a_{2z}|$, то ставится знак "-", если $|a_{1z}| < |a_{2z}|$, то ставится знак "+".

В таблице 2.2 и на рисунке 2.13 представлены результаты сравнения натурального эксперимента ЦАГИ и численного расчёта для величины смещения сечений a при сетке $N_x=12$. Анализ показывает, что максимальная разница при сравнении экспериментальных и расчётных значений величины a составляет $\varepsilon_{\max} \approx 6,3\%$.

Таблица 2.2 – Экспериментальные и расчётные значения a в исследуемых сечениях оболочки в точках А

№ Шпангоута	X, мм	Смещения сечений a , мм оболочки		
		Эксперимент ЦАГИ	Расчёт NASTRAN	Погрешность ε , %
5	1000	0,360	0,351	2,50%
10	2000	0,712	0,681	4,35%
11	2200	0,760	0,757	0,39%
14	2800	1,000	0,952	4,80%
18	3600	1,285	1,217	5,29%
20	4000	1,415	1,358	4,03%
24	4800	1,760	1,650	6,25%
27	5400	1,975	1,871	5,27%

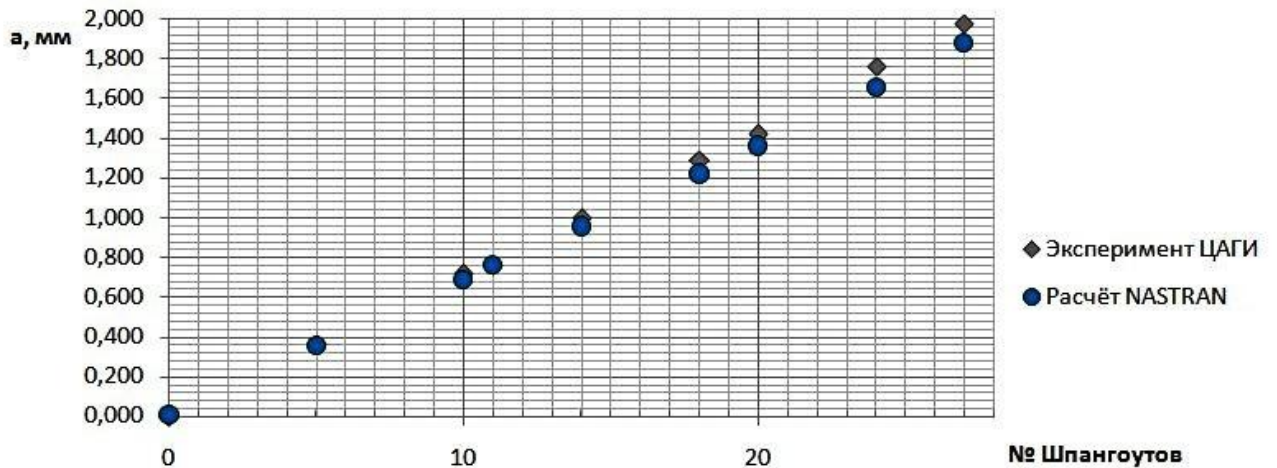


Рисунок 2.13 – Экспериментальные и расчётные значения характеристики смещения сечений шпангоутов a , мм

2.4 Учёт нелинейности в расчётах на прочность конструкций с концентрацией напряжений

Объект Б. Ставится задача сравнить аналитическое и численное решение для $K\sigma$ на контуре отверстия в нелинейном статическом анализе КЭМ. Для задания в NASTRAN модели упругопластического материала общего вида (тип *Plastic*) вводится функция зависимости напряжений от деформаций σ – ϵ в соответствии с диаграммой растяжения образца из дюралюмина [3], показанная на рисунке 2.15. Предел текучести составляет $\sigma_T=294,2$ МПа.

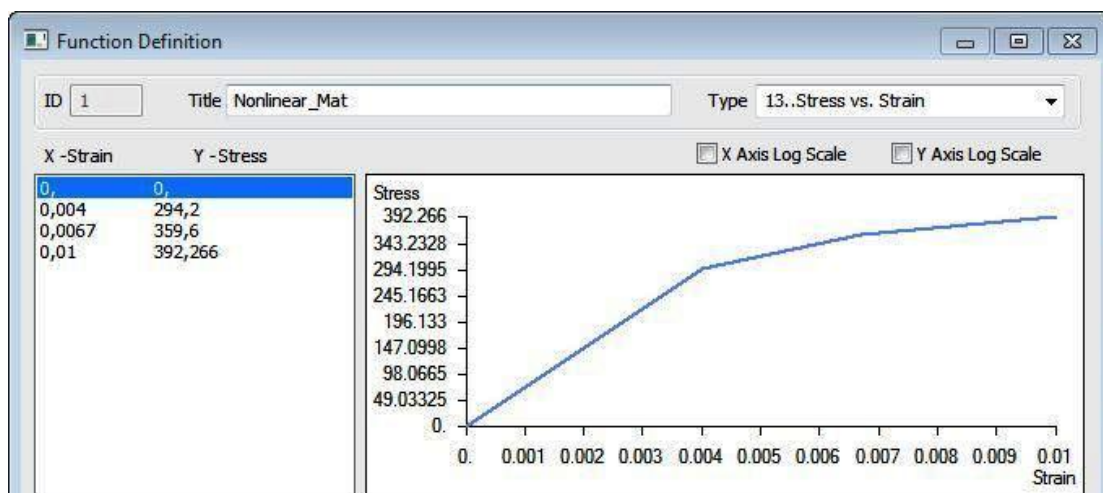


Рисунок 2.15 – Функция зависимости σ – ϵ нелинейного материала

На рисунке 2.16 показана картина распределения эквивалентных напряжений в элементах пластины.

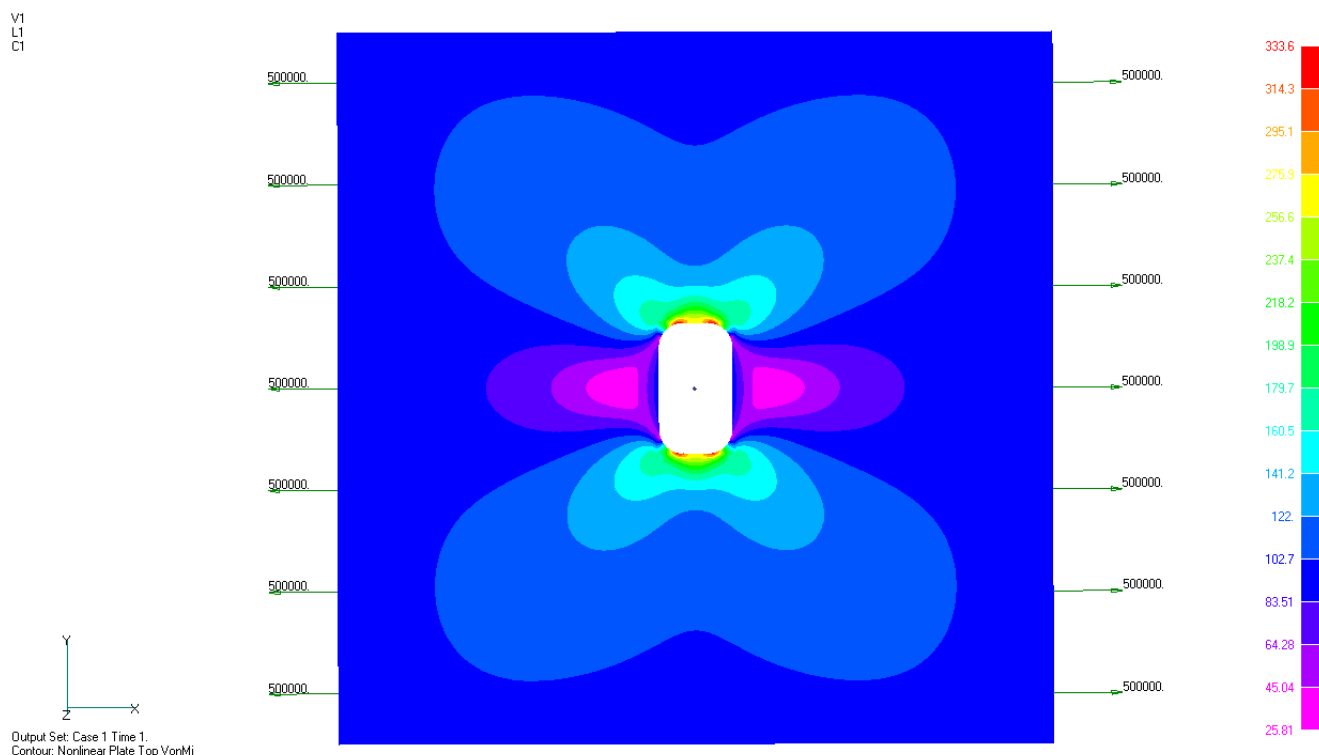


Рисунок 2.16 – Распределение эквивалентных напряжений в объекте Б с учётом нелинейности

Качественный анализ учёта нелинейности. В отличие от картины распределения эквивалентных напряжений на рисунке 2.6, полученной на основе линейного статического анализа КЭМ, представленная с учётом нелинейного поведения конструкции картина на рисунке 2.16 иллюстрирует существенное увеличение областей пластины с высокими значениями эквивалентных напряжений в направлениях, перпендикулярных продольным границам выреза. Это приводит к меньшим значениям коэффициента концентрации напряжений в нелинейной модели.

Количественный анализ учёта нелинейности. Аналитический расчёт значения K_{σ} равен 3,54. Значение K_{σ} на контуре отверстия для численного решения при нелинейном статическом анализе КЭМ составляет 3,34. Погрешность с аналитическим решением составляет $\varepsilon=5,65\%$.

Анализ результатов численных расчётов при вариантах сетки КЭМ с одним и двумя рядами элементов правильной формы вдоль контура выреза показывает, что разница значений $K\sigma$ в этих моделях не превышает 0,2 %.

В статье Фомина В.П. [121] исследуется объект В с учётом нелинейных эффектов. Рассматривается оболочка с отношением длины выреза к внешнему диаметру оболочки равным 2,5. Приводятся данные, иллюстрирующие различие между расчётами в линейной и нелинейной постановках. Отмечается необходимость учёта нелинейного поведения в конструкции.

2.5 Анализ результатов исследования достоверности моделей

Результаты исследования объектов для оценки достоверности КЭМ, предназначенной для топологической оптимизации фюзеляжа в зоне большого выреза, представлены в таблице 2.3. Приняты следующие обозначения: тип проверки СА – сравнение проверяемой характеристики с точным аналитическим решением, СН – сравнение проверяемой характеристики с данными натурального эксперимента, ε – максимальная погрешность математической модели при соблюдении сформулированных рекомендаций.

Таблица 2.3 – Матрица верификации КЭМ конструкции с вырезом

Объект	Проверяемые характеристики	Тип проверки	Погрешность ε , %
А) Пластина с круглым отверстием	$K\sigma$	СН	2,0 %
	σ_n , МПа	СН	3,7 %
	τ_{\max} , МПа	СН	5,0 %
Б) Пластина с прямоугольным отверстием	$K\sigma$ линейный анализ	СА	6,7 %
	$K\sigma$ нелинейный анализ	СА	5,7 %
В) Каркасированная цилиндрическая оболочка с большим прямоугольным вырезом	$\sigma_{\text{экв}}$, МПа	СН	0,7 %
	τ_{\max} , МПа	СН	7,5 %
	σ_{\max}^n , МПа	СН	6,1 %
	a	СН	6,3%

Для проведённого исследования по оценке достоверности КЭМ конструкции можно сформулировать следующие рекомендации.

Рекомендация 1: проверено и подтверждено, что для моделирования обшивки фюзеляжа в зоне большого выреза рационально использовать один ряд элементов правильной формы вдоль контура выреза.

Рекомендация 2: выявлено, что вдоль контура отверстия целесообразно задавать не менее 150 конечных элементов, поскольку при этом достигается приемлемая точность при высокой вычислительной эффективности.

Рекомендация 3: для повышения степени достоверности математических моделей фюзеляжа в зоне большого выреза установлено, что целесообразно задавать разбиение сеткой элементов обшивки и стрингеров вдоль одной шпации шпангоутов не менее чем на 12 конечных элементов.

Рекомендация 4: установлено, что в расчётах на прочность конструкции целесообразен учёт эффектов физической и геометрической нелинейности.

2.6 Выводы по главе 2

1. Разработана методика исследования достоверности моделирования конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза. Сформулированы цель и задачи исследования. Для верификации моделей конструкции определены проверяемые характеристики и типы их проверки.

2. Выполнены расчёты специально подобранных объектов, имеющих эталоны. Для сравнения использованы точные аналитические решения, данные натурного эксперимента на основе поляризационно-оптического метода фотоупругости и тензометрические данные натуральных испытаний конструкции, проведенные в ЦАГИ. Достоверность расчётов обеспечивается на основе хорошей согласованности экспериментальных и расчётных данных во всех рассмотренных случаях.

3. Сформулированы рекомендации по адекватному моделированию конструкции фюзеляжа в зоне выреза под люк.

4. Определены нижние границы для параметров сетки КЭМ, позволяющие обеспечить достоверное моделирование исследуемых объектов при минимальных вычислительных затратах. Учёт этих ограничений важен при разработке математических моделей конструкций для целей оптимального проектирования.

3. МЕТОДИКА ТОПОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

Исследуются процессы проектирования ССК фюзеляжа в зоне большого выреза с использованием комбинированной оптимизационной модели тела переменной плотности. Рассматриваются вопросы интерпретации силовой работы теоретически оптимальной конструкции.

3.1 Процессы проектирования с применением комбинированной модели

Разрабатывается методика проектирования ССК фюзеляжа в зоне большого выреза, процессы которой схематично представлены на рисунке 3.1. Процессы топологической оптимизации основаны на поэтапном замещении гипотетического материала со свойствами (1.1)–(1.2) элементами конструкции, реализующими принимаемые технические решения. В ходе топологического проектирования разрабатываются КЭМ двух типов. Особенность представленных процессов заключается в использовании на разных этапах модели первого типа (КЭМ-1), содержащей ансамбль силовых элементов объекта проектирования (*электронный макет изделия*), а также модели второго типа (КЭМ-2) на основе комбинации модели первого типа и заполнителя деформируемого твёрдого тела переменной плотности.

Изначально в блоке 1 рассматривается «традиционная» ССК с известными по прототипам техническими решениями. В блоке 2 создаётся КЭМ-1, содержащая силовые элементы объекта, реализующие исходную ССК. Выполняется *параметрическая оптимизация* распределения материала в элементах конструкции по алгоритму [8], оценивается весовая эффективность ССК и проверяется выполнение функциональных требований, предъявляемых к ней. На следующем этапе в блоке 4 к КЭМ-1 по контактными поверхностям, определяемыми границами вырезов и с учётом допустимых по компоновочным соображениям зон размещения силовых элементов, присоединяется заполнитель, моделируемый трёхмерными конечными элементами. Плотность в элементах заполнителя КЭМ-2 принимается за переменные проектирования. Заполнитель потенциально содержит внутри себя все возможные варианты усовершенствования ССК за счёт

изменения формы и расположения имеющихся силовых элементов или добавления дополнительных элементов, образуемых в модели сгустками плотности материала заполнителя. Оптимизация распределения материала в заполнителе (*структурная оптимизация*) позволяет выявить теоретически оптимальную конструкцию (ТОК) и с использованием стратегии [68] разработать усовершенствованную ССК, наиболее приближенную с точки зрения её силовой работы к теоретическому решению.

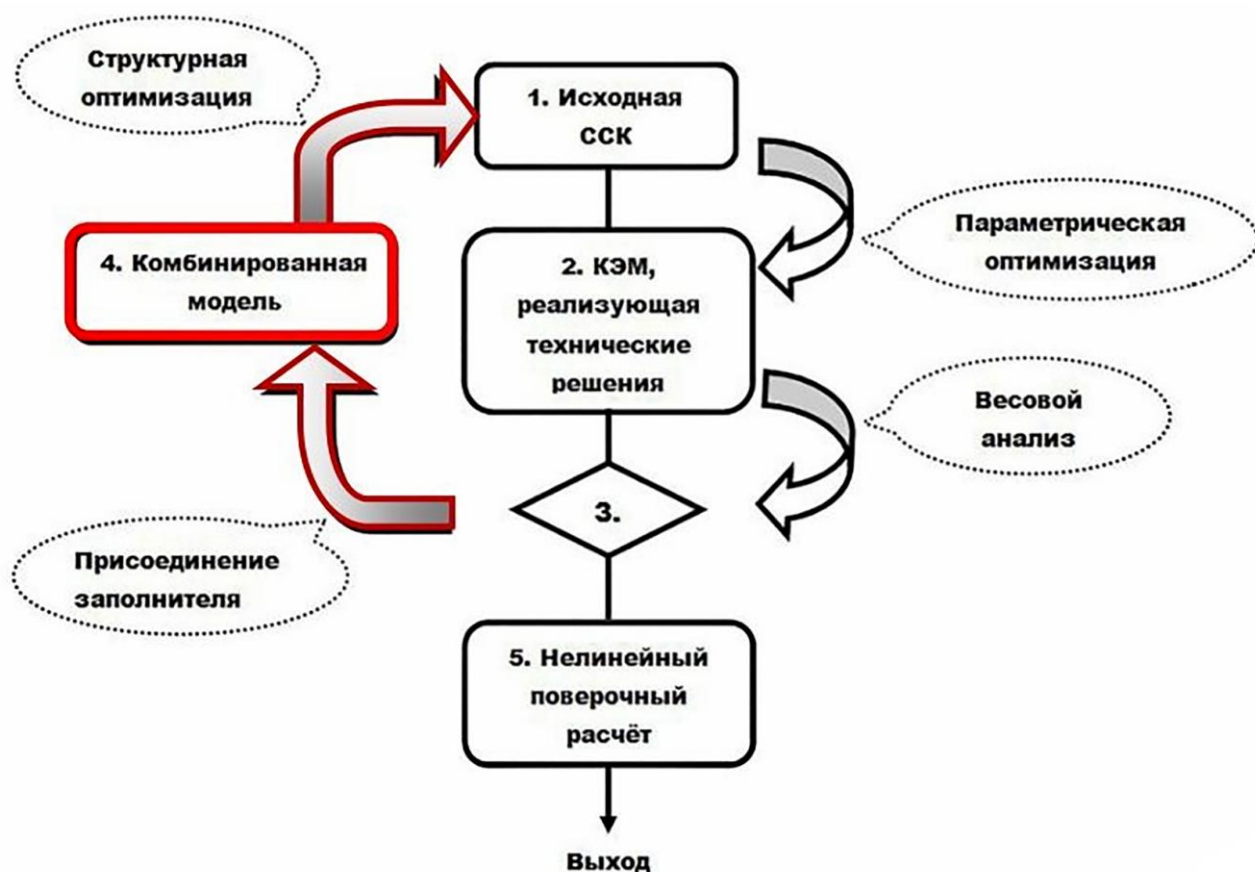


Рисунок 3.1 – Процессы проектирования ССК

Следующий этап методики характеризуется передачей управления процессом в блок 1 и усовершенствованная ССК принимается в качестве исходной ССК. Процесс проектирования продолжается, пока очередные изменения ССК приводят к снижению теоретической массы конструкции и не исчерпано заданное число циклов проектирования (блок 3). При нарушении выполнения этих условий в блоке 5 проводится нелинейный поверочный расчёт и далее осуществляется выход из вычислительного процесса.

3.2 Оптимизация распределения материала в комбинированной модели

В рассматриваемой комбинированной модели используются различные типы конечных элементов. Обычно в качестве параметров оптимизации принимаются параметры, описывающие размеры сечений конечных элементов (толщины обшивок и стенок δ_i , моделируемых элементами PLATE, площади сечений поясов, стрингеров F_i , моделируемых элементами ROD), а также плотности объёмных конечных элементов SOLID ρ_i , моделирующих заполнитель.

Вектор «традиционных» переменных проектирования записывается так:

$$\{X\} = \{\rho_i, \delta_i, F_i\}. \quad (3.1)$$

Конструктивные и технологические требования к элементам фюзеляжа задают следующие диапазоны варьирования переменных.

Для пластинчатых элементов:

$$\delta_i^{\min} \leq \delta_i \leq \delta_i^{\max};$$

Для стержневых элементов:

$$F_i^{\min} \leq F_i \leq F_i^{\max};$$

Для объёмных элементов [75]:

$$\rho_i^{\min} \leq \rho_i \leq \rho_i^{\max}.$$

Недостатком этого подхода является различная физическая размерность переменных проектирования. Устранить этот недостаток можно, если в качестве проектных переменных принять массы конечных элементов m_i , связанные линейно с «традиционными» переменными проектирования X_i :

$$\begin{cases} m_i = \rho_i V_i, \\ V_i = \xi_i \eta_i, \end{cases} \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (3.2)$$

где V – объём конечного элемента; ξ – постоянная составляющая объёма элемента (для пластинчатых элементов – площадь в плане, для стержневых элементов – длина, для объёмных конечных элементов – объём); η – переменная составляющая объёма элемента (для пластинчатых элементов – толщина, для

стержневых элементов – площадь поперечного сечения); индекс i относится к переменной проектирования; n – число элементов КЭМ.

Целевой функцией является масса конструкции M в виде:

$$M = \sum_{i=1}^n m_i. \quad (3.3)$$

Ограничения первого рода записываются:

$$m_i^{\min} \leq m_i \leq m_i^{\max}, \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (3.4)$$

где m_i^{\min} и m_i^{\max} – ограничения снизу и сверху для i -й переменной проектирования.

Если соотношение (3.4) выполняется в форме строгих неравенств, то переменная проектирования называется *активной*, для *пассивной* переменной проектирования её значение соответствует границе области поиска [149, с.31].

Ограничения второго рода записываются так:

$$g_j(m) = C_j(m) - \bar{C}_j \leq 0, \quad (j = 1, 2, \dots, p_1), \quad (3.5)$$

$$g_j(m) = \sigma_j(m) - \bar{\sigma}_j \leq 0, \quad (j = p_1 + 1, p_1 + 2, \dots, p), \quad (3.6)$$

где g_j – функциональное ограничение; C_j и \bar{C}_j – обобщённые перемещения узлов КЭМ и их допускаемые значения; p_1 – количество ограничений на обобщённые перемещения; p – общее количество функциональных ограничений; $\sigma_j(m)$ – эквивалентное напряжение в элементах заполнителя по принятой теории прочности; $\bar{\sigma}_j$ – допускаемое напряжение материала; индекс j относится к функциональному ограничению.

Обобщённое перемещение C_j записывается в виде:

$$C_j = \{Q_j\}^T \{u\}, \quad (3.7)$$

где $\{Q_j\}$ – вектор коэффициентов линейной комбинации перемещений узлов КЭМ; $\{u\}$ – вектор перемещений узлов КЭМ-2.

В качестве обобщённого перемещения C_j принимается линейная деформация в обшивке фюзеляжа на краю выреза [55, с.12], позволяющая контролировать

концентрацию напряжений. При проектировании фюзеляжей обобщенные перемещения также позволяют контролировать деформации оболочки по сечениям шпангоутов и депланацию сечений.

Вводится функция Лагранжа в виде:

$$L(m) = M(m) + \sum_{j=1}^p \lambda_j g_j(m), \quad (3.8)$$

где λ – неопределённый множитель Лагранжа.

Для отыскания точки локального минимума m^* записываются необходимые условия Куна-Таккера [149, с.60]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial L(m^*)}{\partial m_i} = 0, \quad (i = 1, 2, \dots, n_1), \quad (3.9) \\ \lambda_j g_j(m^*) = 0, \quad (j = 1, 2, \dots, p), \quad (3.10) \\ \lambda_j \geq 0, \quad (j = 1, 2, \dots, p), \quad (3.11) \end{array} \right.$$

где n_1 – количество активных переменных проектирования; p – общее количество функциональных ограничений.

Условия (3.10) и (3.11) задают набор активных функциональных ограничений. Функциональные ограничения называются *активными* [149], если соотношения (3.5)–(3.6) выполняются в форме равенства. *Пассивные* функциональные ограничения характеризуются тем, что эти соотношения записываются в виде строгих неравенств и множители Лагранжа λ_j равны нулю.

Учитывая, что $\partial M(m) / \partial m_i = 1$, условия стационарности функции Лагранжа (3.9) запишутся в виде:

$$(-1) \cdot \sum_{j=1}^p \lambda_j \frac{\partial g_j}{\partial m_i} = 1, \quad (i = 1, 2, \dots, n_1). \quad (3.12)$$

В рамках обобщённого критерия оптимальности (3.12) учёт ограничений по условиям прочности (3.6) предлагается осуществлять на основе алгоритма ПНП [141]. Этот подход, предложенный Fleury С., позволяет значительно повысить эффективность алгоритма оптимизации распределения материала в

где $\{u^{(q)}\}$ – возможные перемещения КЭМ-2 при приложении виртуальной нагрузки $\{Q_j\}$, определяемые путём решения системы линейных алгебраических уравнений $[K]\{u^{(q)}\} = \{Q_j\}$; $[K]$ – матрица жёсткости конструкции с заполнителем, $[K_i]$ – матрица жёсткости i -го элемента комбинированной модели; $[A_i]$ – булева матрица перехода от матрицы жёсткости i -го элемента к глобальной матрице. В числителе соотношения (3.14) записана работа внутренних усилий i -го элемента $[K_i][A_i]\{u\}$ на возможных перемещениях узлов этого элемента $\{u^{(q)}\}^T [A_i]^T$.

В блоке 4 на основе концепции ПНП для элементов заполнителя по формуле (3.13) определяются минимальные значения ПП m_i^{min} , требуемые по прочности.

«Пробный» шаг выполняется в блоке 5 на основе соотношения:

$$m_i^{(r)} = m_i^{(v)} \cdot \left((-1) \cdot \sum_{j=1}^{p_1} \lambda_j^{(r)} \frac{\partial C_j^{(v)}}{\partial m_i} \right)^{1/2}, \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (3.15)$$

где r – номер «пробного» шага, v – номер «рабочего» шага.

Проверяется выполнение следующих условий.

Если $m_i^{(r)} < m_i^{min}$, то принимается значение $m_i^{(r)} = m_i^{min}$.

Если $m_i^{(r)} > m_i^{max}$, то $m_i^{(r)} = m_i^{max}$.

На этапе «пробных» шагов строятся линейные аппроксимации функциональных ограничений в виде:

$$C_j^{(r)} = C_j^{(v)} + \sum_{i=1}^{n_1} \frac{\partial C_j^{(v)}}{\partial m_i} (m_i^{(r)} - m_i^{(v)}), \quad (j = 1, 2, \dots, p_1). \quad (3.16)$$

В блоке 6 вычисление новых значений множителей Лагранжа $\lambda_j^{(r+1)}$ осуществляется по формуле:

$$\lambda_j^{(r+1)} = \lambda_j^{(r)} \frac{C_j^{(r)}}{C_j}, \quad (j = 1, 2, \dots, p_1). \quad (3.17)$$

Рекуррентные формулы (3.15) и (3.17) позволяют итерационно рассчитывать переменные проектирования при удовлетворении критерию оптимальности (3.12) при ограничениях на обобщённые перемещения. В блоках 5 и 6 расчёты согласно

условию (3.5) производятся до достижения сходимости. Если во внутреннем цикле достигнута сходимость или исчерпано заданное количество итераций, то рассчитанные значения переменных проектирования для элементов комбинирований модели принимаются в качестве исходных и управление передаётся из *блока 7* в блок 2 для расчёта очередного распределения внутренних усилий в конструкции. Если шаг в области поиска становится мал или исчерпано заданное число итераций, то процесс вычислений в *блоке 3* прекращается.

3.3 Анализ силовой работы теоретически оптимальной конструкции

Согласно процессам проектирования, представленным на рисунке 3.1, на этапе перехода от комбинированной модели (блок 4) к модели с усовершенствованной ССК (блок 1) анализируются генеральные пути передачи усилий в ТОК.

В работе Комарова В.А. [68] в качестве континуальной модели фюзеляжа в зоне большого выреза рассматривается трёхслойная оболочка с мембранными обшивками переменной толщины и заполнителем, работающим только на сдвиг. Предлагается эвристическая стратегия, позволяющая отыскивать рациональную ССК на основе графического анализа потоков главных усилий (ПГУ) и главных касательных сил (ГКС).

ПГУ для элементов наружного слоя ТОК определяются умножением главных напряжений на толщины обшивок. Для визуализации векторов ПГУ направления стрелок и их ориентация сохраняется, как у главных напряжений, а длина стрелок назначается пропорционально значениям ПГУ.

Для анализа работы заполнителя, передающего перерезывающие силы, используется величина ГКС, равная равнодействующей касательных напряжений, действующих на наружные слои. Изображаются ГКС как векторы с началом в центре масс соответствующего элемента заполнителя. Если на основе анализа картин ПГУ в наружных слоях расположить стержневые элементы для подкрепления оболочек, а по картине ГКС в заполнителе – стенки, то конструкция

будет иметь минимальную массу и работать практически как теоретически оптимальная.

Эта стратегия получила развитие для топологического проектирования произвольных пространственных конструкций на основе послойной визуализации и интерпретации силовой работы деформируемого твёрдого тела переменной плотности в работах [15, с.672; 13, с.51–52].

Наружные слои континуальной модели эффективно воспринимают изгибающие и крутящие моменты. Срединные слои, расположенные между наружными слоями, передают перерезывающие силы. Данные для построения ПГУ и ГКС в континуальной модели показаны на рисунке 3.3 [13, с.50–51].

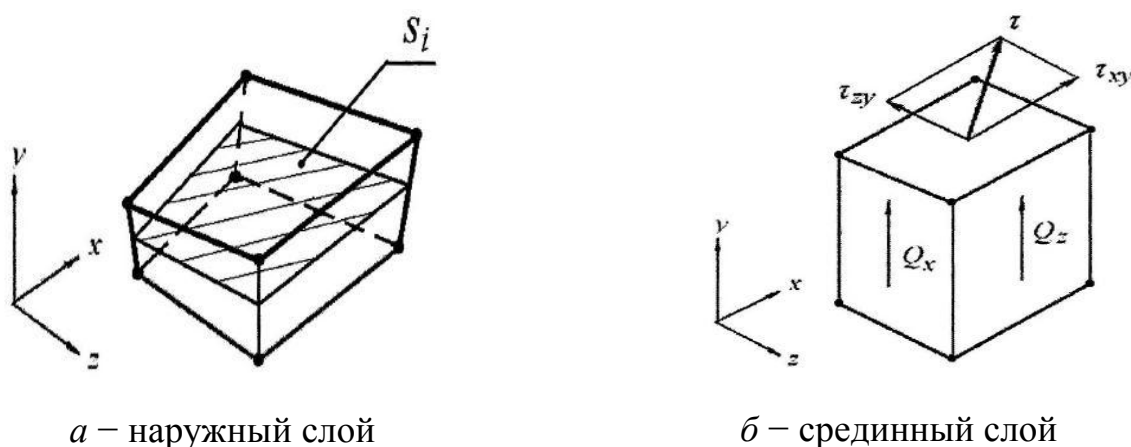


Рисунок 3.3 – Элементы континуальной модели

Приняты следующие обозначения: S_i – площадь срединной поверхности для элемента наружного слоя; Q_z, Q_x , – перерезывающие силы в срединных слоях заполнителя; τ_{zy}, τ_{xy} – касательные силы, равные касательным напряжениям, действующим со стороны рассматриваемого элемента на единичные площадки смежного слоя континуальной модели; τ – равнодействующая касательных напряжений τ_{zy} и τ_{xy} , называемая ГКС. Средняя толщина элемента континуальной модели для расчёта ПГУ определяется как отношение объёма элемента к площади срединной поверхности элемента.

В настоящей работе используется указанный подход анализа генеральных путей передачи усилий в ТОК применительно к исследованию заполнителя

комбинированной модели фюзеляжа в зоне выреза. Эвристическая программа интерпретации результатов структурной оптимизации заключается в следующем.

1. Для удобства анализа силовой работы фюзеляжа в зоне большого выреза наполнитель комбинированной модели делится на ряд слоёв объёмных конечных элементов. Внешний слой наполнителя контактирует с обшивкой фюзеляжа и может рассматриваться как континуальная модель накладки обшивки, внешних поясов бимсов, балок и шпангоутов. Внутренний слой наполнителя имитирует работу внутренних поясов бимсов, балок и шпангоутов, а также дополнительных панелей, расположенных по внутренней границе допустимой области. Продольные, поперечные и наклонные стенки в ССК представлены в КЭМ-2 элементами срединных слоёв наполнителя.
2. Первое приближение к выбору дополнительных элементов ССК, компенсирующих вырез в фюзеляже может дать информация о расположении в ТОК сгустков материала и зон с «разреженным» материалом. Граница между вырожденными и невырожденными элементами определит контур силовой части дополнительных элементов. Обычно эта граница не является чётко выраженной, поэтому целесообразно рассмотреть несколько вариантов формы этих дополнительных элементов.
3. Послойная визуализация распределения материала в наполнителе и ПГУ позволяют выявить зоны ТОК, в которых материал работает в существенно одноосном или двухосном напряженном состоянии. В этих зонах фюзеляжа целесообразно использовать, соответственно, дополнительные стержни и оболочки (внутренние панели).
4. Элементы, предназначенные для подкрепления оболочек в фюзеляже, целесообразно располагать в соответствии с картинами ПГУ, стремясь к тому, чтобы направления подкрепляющих элементов были бы приближенными к направлению одного из главных усилий на соответствующем участке комбинированной модели.
5. Анализ силовой работы наполнителя КЭМ-2 может показать варианты усовершенствования ССК в КЭМ-1 за счёт изменения формы или расположения уже имеющихся элементов каркаса фюзеляжа.

б. Для уточнения формы и расположения стенок из оболочечных элементов можно использовать картины ГКС в различных проекциях заполнителя. Для визуализации силовой работы элементов могут рассматриваться продольные и поперечные сечения заполнителя по границам выреза отсека фюзеляжа.

3.4 Тестирование алгоритма оптимизации

Цель тестирования – проверить работоспособность алгоритма в задаче с наличием концентратора напряжений в зоне выреза. Рассматривается прямоугольная пластина (рисунок 3.4) толщиной 1 мм с круглым отверстием, нагруженная равномерным растяжением с интенсивностью 100 Н/мм.

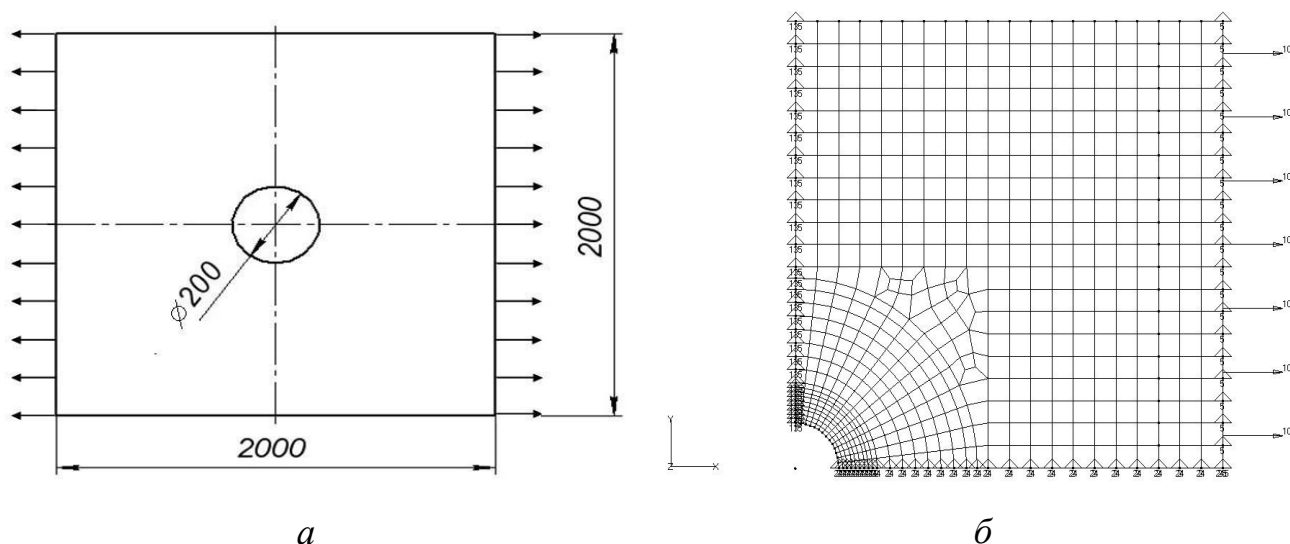


Рисунок 3.4 – Геометрические характеристики пластины с отверстием а); КЭМ конструкции б).

Используется конструкционный материал со следующими характеристиками: $E=70000$ МПа, $\rho=2700$ кг/м³, $\bar{\sigma}=150$ МПа, $\mu=0,3$.

Ставится задача подобрать форму накладки в зоне выреза для обеспечения заданного уровня концентрации напряжений $K\sigma=1,5$ на контуре выреза с учётом ограничения сверху на толщину накладки, равную 1 мм.

Разрабатывается комбинированная модель конструкции – пластина в среде NASTRAN моделируется элементами типа PLATE, накладка – элементами типа

SOLID, моделирующими заполнитель постоянной толщины 1 мм. Вдоль контура выреза пластины располагаются «индикаторные» элементы типа ROD малой жёсткости, выступающие в роли тензодатчиков для контроля концентрации напряжений в модели.

Заданы исходные характеристики материала для всех элементов заполнителя: $E=70$ МПа, $\rho=2.7$ кг/м³, $\bar{\sigma}=0.15$ МПа, $\mu=0,3$. В процессе оптимизации варьируются плотности материала в заполнителе. В качестве ограничения сверху на значения проектных переменных принимается значение плотности $\rho=2700$ кг/м³.

Применяется алгоритм поиска ПНП (алгоритм 1) и предложенный в разделе 3.2 алгоритм (алгоритм 2). При реализации алгоритма 2 используются виртуальные единичные силы, приложенные к узлам, расположенным на контуре выреза (рисунок 3.5). Возможные перемещения КЭМ-2 при этих нагрузках позволяют выполнить анализ чувствительности обобщённых перемещений C_j по формуле (3.15).

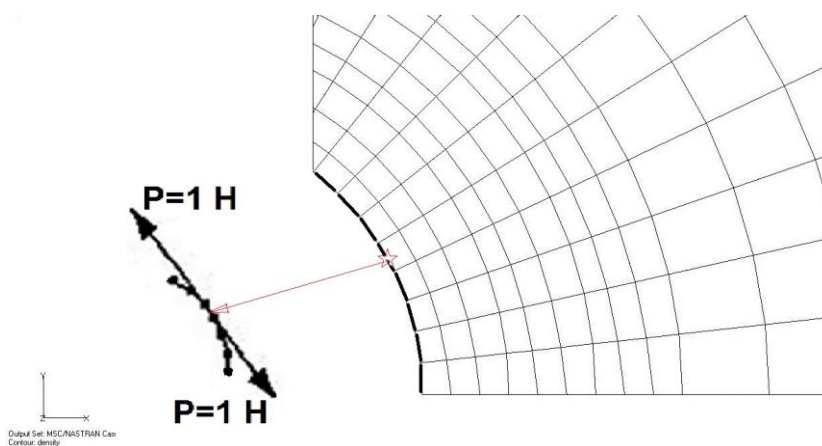


Рисунок 3.5 – Расположение индикаторных элементов на контуре отверстия с приложением единичных усилий $P=1$ Н

Процесс оптимизации распределения материала заполнителя представлен на рисунке 3.6. Форма накладки, полученная в виде распределения плотности заполнителя для каждого алгоритма, показана на рисунке 3.7.

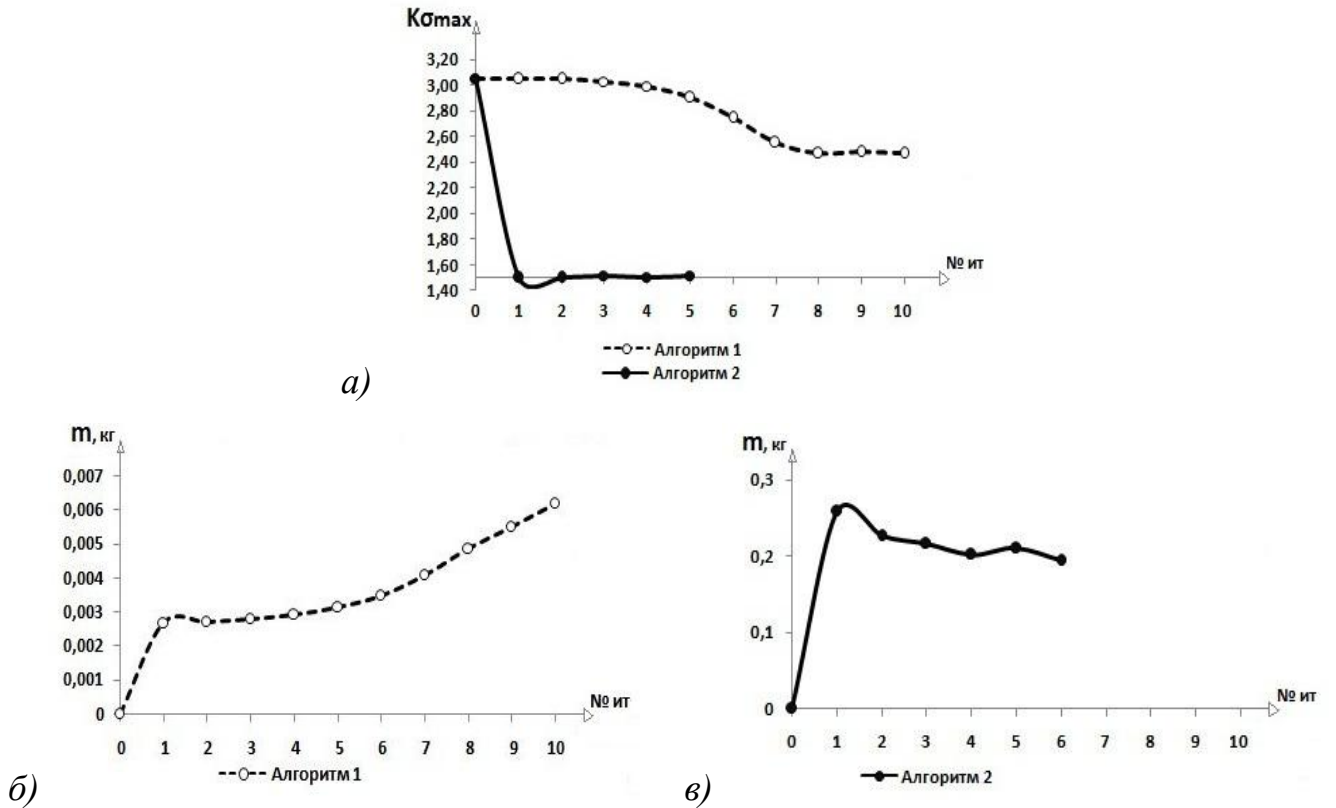


Рисунок 3.6 – Ход процесса оптимизации: а) изменение коэффициента концентрации напряжений $K\sigma$; б–в) изменение массы заполнителя.

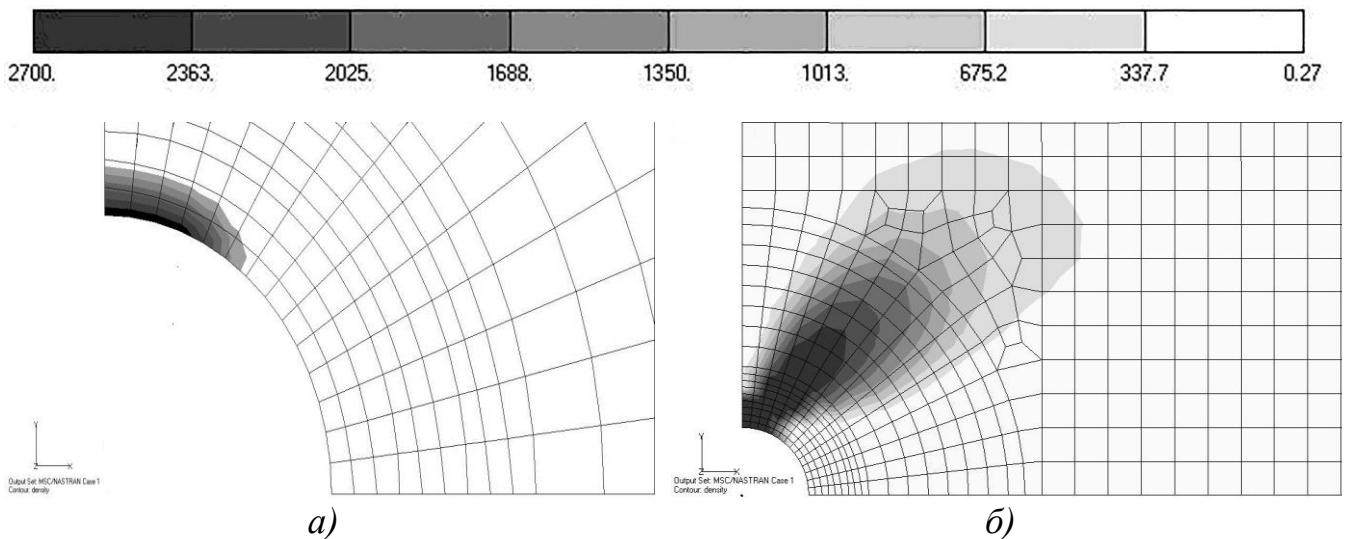


Рисунок 3.7 – Распределение плотности в заполнителе, $кг/м^3$

а) алгоритм 1, б) алгоритм 2

После 10 итераций по алгоритму 1 получен проект с $K\sigma=2,47$ при массе заполнителя $m=0,0062$ кг.

С использованием алгоритма 2 за 5 итераций найден проект с массой $m=0,194$ кг и заданным уровнем $K\sigma=1,5$ на контуре выреза.

Таким образом, алгоритм 2 в задачах оптимизации распределения материала в конструкциях с концентраторами напряжений показывает работоспособность.

3.5 Организация обучения топологическому проектированию

Немаловажную роль для успешного проектирования ССК имеет вопрос подготовки кадров на основе современных методик обучения. Заметное возрастание роли CALS-технологий, отмеченное в [79], для подготовки инженеров обуславливает совершенствование методик обучения специалистов владению навыками современными программными средствами CAD/CAE/.../PLM.

Целью методики обучения топологическому проектированию конструкций фюзеляжей является формирование у обучающихся *умений и навыков*, представленных на рисунке 3.8 (их следует читать так: обучающийся «способен ...»).

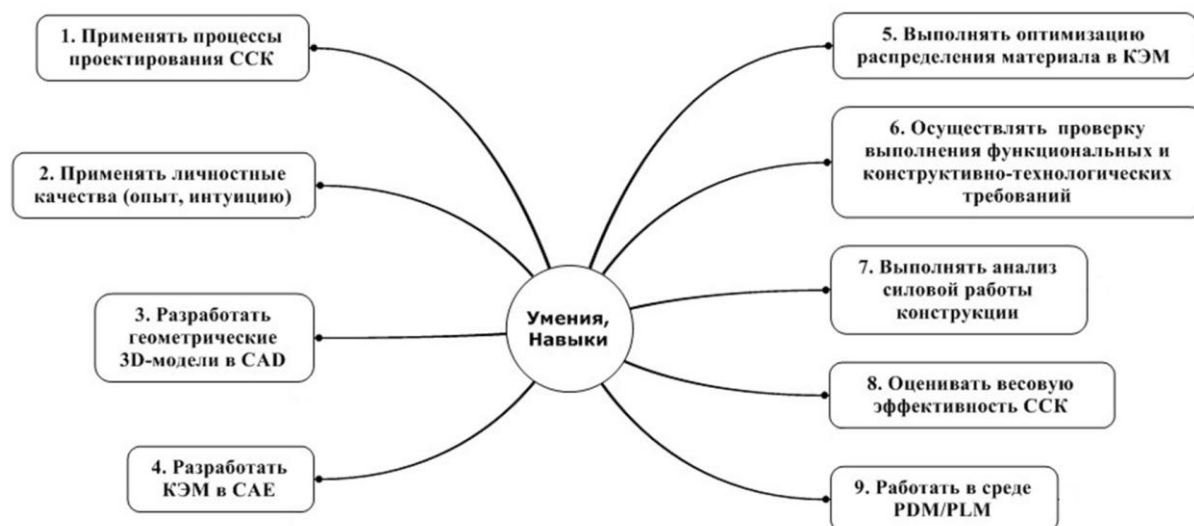


Рисунок 3.8 – Умения и навыки, формируемые в результате подготовки специалиста по проектированию ССК

Обширная библиография по вопросам обучения автоматизированному проектированию рассмотрена в диссертации [129]. В работе [66] отмечается, что для формирования инженерной интуиции активно развиваются подсистемы САПР в качестве средств обучения, называемые «инженерные тренажёры». Одним из перспективных средств обучения в среде PLM-системы является «учебно-научное (исследовательское) виртуальное предприятие» (УНВП) [129], которое создаётся на базе учебного заведения и аккумулирует информационное, методическое и организационное обеспечение, программно-технические ресурсы, имитируя работу конструкторов в среде единого информационного пространства (ЕИП) предприятия.

Процессы обучения топологическому проектированию фюзеляжей и формирования личностных качеств обучающихся основаны на сочетании *методов* творческой (креативной) педагогики, активных и интерактивных методов обучения. В качестве *средства* обучения на основе CALS-технологий используется УНВП. Виртуальное предприятие разработано на базе Самарского университета, в котором имитируется работа в ЕИП предприятия авиационной отрасли и реализуется методика топологического проектирования фюзеляжа. Оно направлено на решение учебно-исследовательских задач проектирования ССК и предназначено для выработки профессиональных умений и навыков у обучающихся. Хранение моделей и документов, контроль целостности информации и прав доступа осуществляется в PLM-системе. Обучение проводится в *форме* деловой игры, для этого обучающиеся объединяются в малые подгруппы по 2–3 студента. Каждая подгруппа выполняет все процессы проектирования ССК от момента получения задания до контроля его выполнения в PLM.

Методика обучения основывается на следующих *принципах*:

1) *Принцип преемственности*, основывается на идее, что обучение должно учитывать методические правила и приёмы, сложившиеся в предметной области. В частности, применение принципов, сформулированных в [63, 66], предназначенных для подготовки инженеров-конструкторов;

2) *Принцип работы в команде* базируется на том, что коллективное решение задач в условиях соревновательной ситуации, эффективнее индивидуального обучения;

3) *Принцип непрерывного развития технических решений* – поиск решений основывается на необходимости подвергать критике принимаемые идеи, повторно их осмысливать и выявлять ошибочные технические решения, что развивает творческие способности обучающихся;

4) *Принцип ситуативности обучения* – в учебном процессе моделируются проектные ситуации, которые возникают в практической работе промышленных предприятий. Важным является применение в процессе проектирования ЕИП, организация хранения объектов проектирования в PLM и управления проектным документооборотом в среде УНВП.

Для обучения терминологии топологического проектирования применяется информационный тезаурус, показанный в приложении на рисунке В.1 и разработанный на основе онтологического редактора Protégé [20]. Тезаурус представляет словарь терминов для формирования на этапе концептуального моделирования единой проектно-технологической терминологии.

Выполнена формализация процессов проектирования ССК фюзеляжей на основе процессного подхода [107], показанная на рисунках 3.9–3.10. Для формализации процессов применяется методология ARIS [107] в нотациях aVAD (цепочки процессов, добавляющих ценность) и aeEPC (расширенные цепочки процессов, управляемые событиями). Этот подход по сравнению с вербальным представлением информации даёт преимущества в обеспечении быстрого обучения специалистов конкретному направлению практической деятельности. Методология ARIS способствует построению однозначной и наглядной модели обучения, чёткому документированию процессов на единообразном языке, выявлению проблемных мест.



Рисунок 3.9 – aVAD-модель «Приоритетные процессы проектирования ССК»

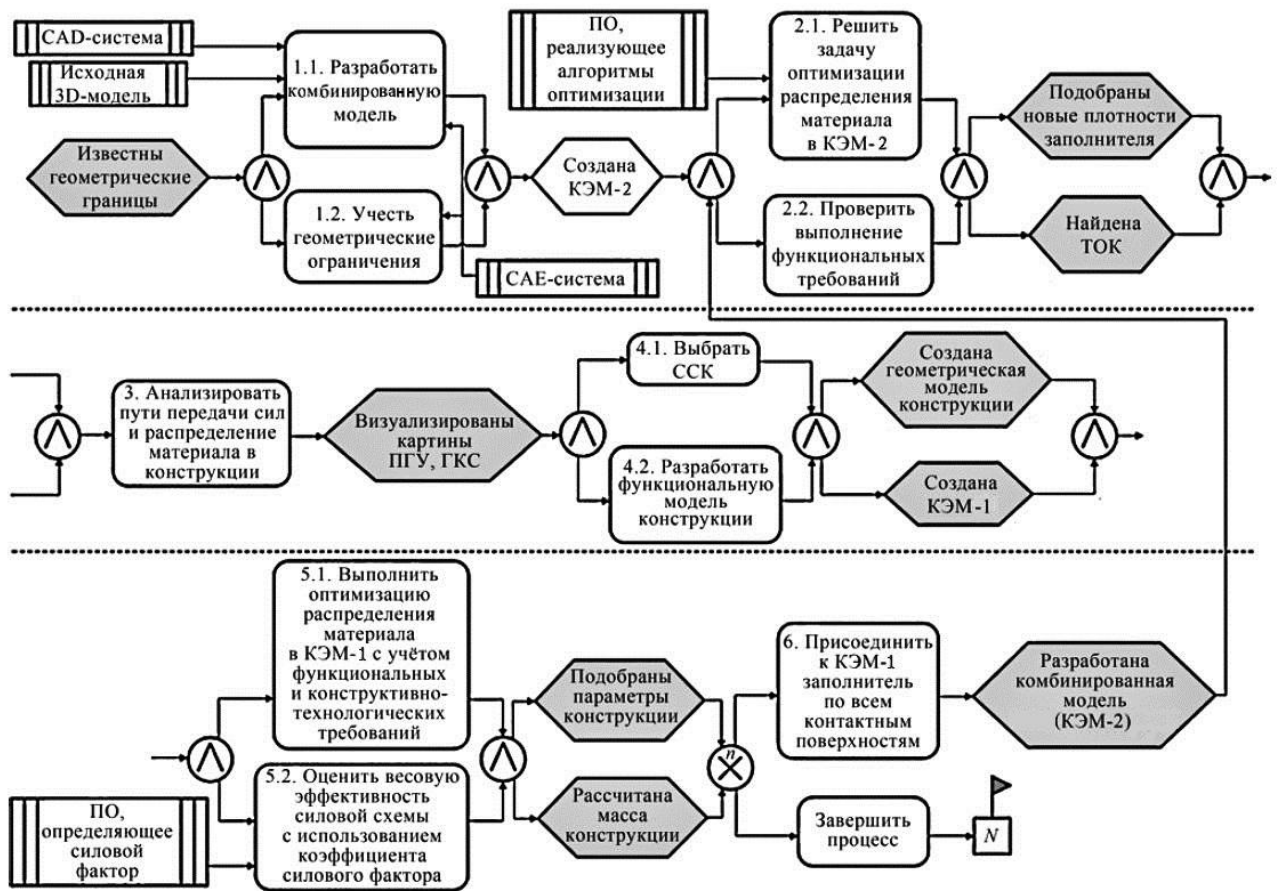


Рисунок 3.10 – aeEPC-модель «Процессы проектирования ССК: события и функции»

Для учебно-методического сопровождения процесса обучения топологическому проектированию авиационных конструкций разработана база данных учебных заданий [16].

Апробация методики обучения топологическому проектированию конструкций фюзеляжей проведена в Самарском университете. Результаты педагогического эксперимента представлены на рисунке 3.11.



Рисунок 3.11 – Результаты педагогического эксперимента:

1,2,3 – группы студентов 3 курса, 4,5 – группы студентов 5 курса

Умения и навыки, приобретённые при разработке проектного решения по ССК, оцениваются на основе показателя «весовое качество», вычисляемого через критерий силового фактора по формуле [66]:

$$P_i = G_{opt} / G_i, \quad (3.19)$$

где G_{opt} – силовой фактор ТОК, вычисленный по формуле [65, с. 32]; G_i – силовой фактор конструкции, разработанной студентом на этапе проекта.

Оценка педагогического эффекта основана на вычислении индивидуальных показателей обучения и статистической обработке групповых результатов в среде УНВП. В ходе проведённого педагогического эксперимента для студентов 3 и 5 курсов обучения по специальности «Самолётостроение и вертолётостроение» сравнивались технические решения, полученные студентами на этапах отыскания ССК. При сравнении средних значений после групповой обработки результатов выявлен рост весового качества проектируемых конструкций для студентов 3 курса на 7,3 %, для студентов 5 курса на 9,5 % при вероятности допустимой ошибки согласно критерию Стьюдента не более 5%. Результаты выполненного

педагогического эксперимента свидетельствуют о работоспособности представленной методики обучения топологическому проектированию конструкций фюзеляжей.

3.6 Выводы по главе 3

1. Разработана методика топологического проектирования конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза на основе комбинированной оптимизационной модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Методика с учётом ограничений по прочности и жёсткости, объединяет процессы структурной и параметрической оптимизации конструкций, предусматривает проведение линейного и нелинейного анализа конструкций.
2. Разработан алгоритм оптимизации заполнителя переменной плотности в комбинированной оптимизационной модели, основанный на использовании концепции полнонапряженности и учёте ограничений на обобщённые перемещения, контролируемые напряжения в обшивке на контуре выреза.
3. Проведено тестирование разработанного алгоритма оптимизации. Продемонстрирована возможность снижения концентрации напряжений на контуре выреза с применением комбинированной оптимизационной модели.
4. Сформулированы рекомендации для анализа силовой работы конструкции фюзеляжа в комбинированной оптимизационной модели и интерпретации результатов топологической оптимизации.
5. Предложено развитие методики обучения топологическому проектированию конструкций с применением средств формализации процессов проектирования силовых схем фюзеляжей на основе процессного подхода и CALS-технологий. Проведенный педагогический эксперимент продемонстрировал эффективность процесса обучения топологическому проектированию фюзеляжей в зонах вырезов.

4. ОТРАБОТКА НОВОГО КОНСТРУКТИВНОГО РЕШЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ ВЫРЕЗА ПОД ЛЮК

Приводится постановка типовой задачи проектирования фюзеляжа в зоне выреза под люк. С использованием комбинированной оптимизационной модели отыскивается рациональный вариант ССК, реализующий новое конструктивное решение для фюзеляжа с большим вырезом. Оцениваются перспективы его применения на электронном макете конструкции.

4.1 Типовая задача проектирования фюзеляжа в зоне выреза под люк

Рассматривается отсек фюзеляжа самолёта в зоне выреза под люк с геометрическими характеристиками, представленными на рисунке 4.1. Выбраны характерные размеры выреза для входной двери [52].

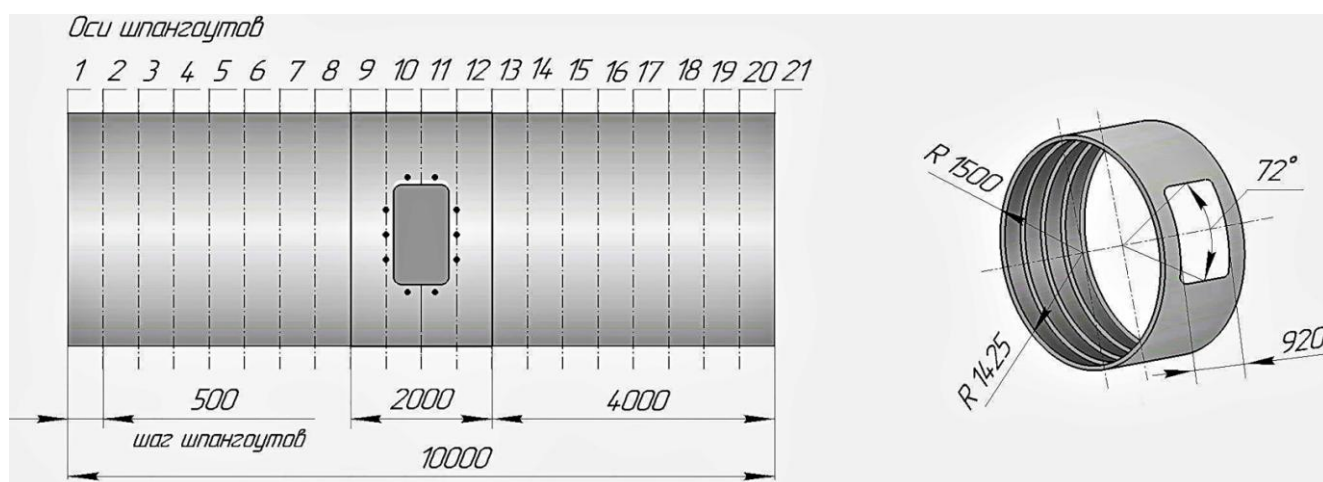


Рисунок 4.1 – Геометрические характеристики отсека фюзеляжа

Рассматривается два расчётных случая нагружения: избыточное внутреннее давление $P_{изб}$ 0,15 МПа и крутящий момент $M_{кр}$ 3,26 МН·м, приложенный по торцам отсека фюзеляжа. Места приложения нагрузок от внутреннего давления, действующего на дверь люка, показаны точками на рисунке 4.1. Цилиндрическая оболочка содержит по торцам «зашитые» силовые шпангоуты. Обшивка фюзеляжа имеет толщину 2 мм.

Применяется конструкционный материал с характеристиками: $E=70000$ МПа, $\rho=2700$ кг/м³, $\mu=0,3$. Нагрузки подобраны таким образом, что в регулярных зонах конструкции вдали от выреза реализуются номинальные эквивалентные напряжения 100 МПа.

Требуется найти рациональную по массе ССК отсека фюзеляжа, расположенного между шпангоутами № 9 и № 13, при условиях: $K\sigma =3,5$ для линейного анализа и $K\sigma =3,0$ для нелинейного анализа.

Ограничения на обобщённые перемещения узлов задаются для 24 элементов обшивки, расположенных на контуре выреза в угловых зонах.

Ограничения на переменные проектирования задаются следующими условиями: для заполнителя $\rho_{\min}= 2,7$ кг/м³, $\rho_{\max}= 2700$ кг/м³; для элементов, выполненных из конструкционного материала $\delta_{\min}=1$ мм, $F_{\min}=20$ мм².

Критерием весовой эффективности принимаемых технических решений принят коэффициент K_m [70, с.148]:

$$K_m = \frac{m_d}{m_e}, \quad (4.1)$$

где: m_d – теоретически необходимая дополнительная масса материала для компенсации выреза; m_e – масса вырезанного материала.

Моделирование конструкции выполняется в системе NASTRAN [110], структурная и параметрическая оптимизация выполняется с применением алгоритма 2.

4.2 Анализ традиционного технического решения

Исходная ССК, реализующая традиционное техническое решение по ССК фюзеляжа в зоне выреза, представлена на рисунке 4.2.

Разработана КЭМ-1, реализующая традиционное техническое решение, которая представлена на рисунке 4.3.

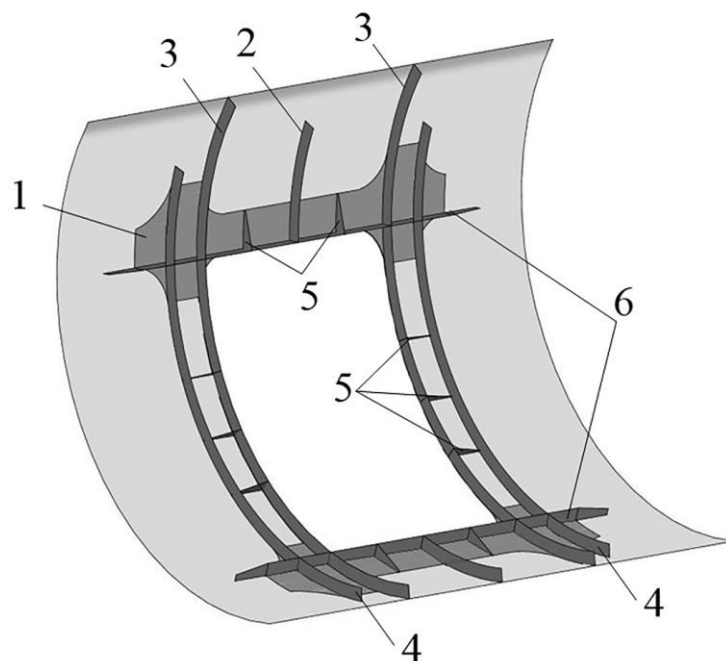


Рисунок 4.2 – Традиционное техническое решение по ССК отсека фюзеляжа:
1 – обшивка с накладками; 2 – рядовой шпангоут; 3 – усиленный шпангоут; 4 – сабли шпангоутов; 5 – диафрагмы; 6 – продольная балка

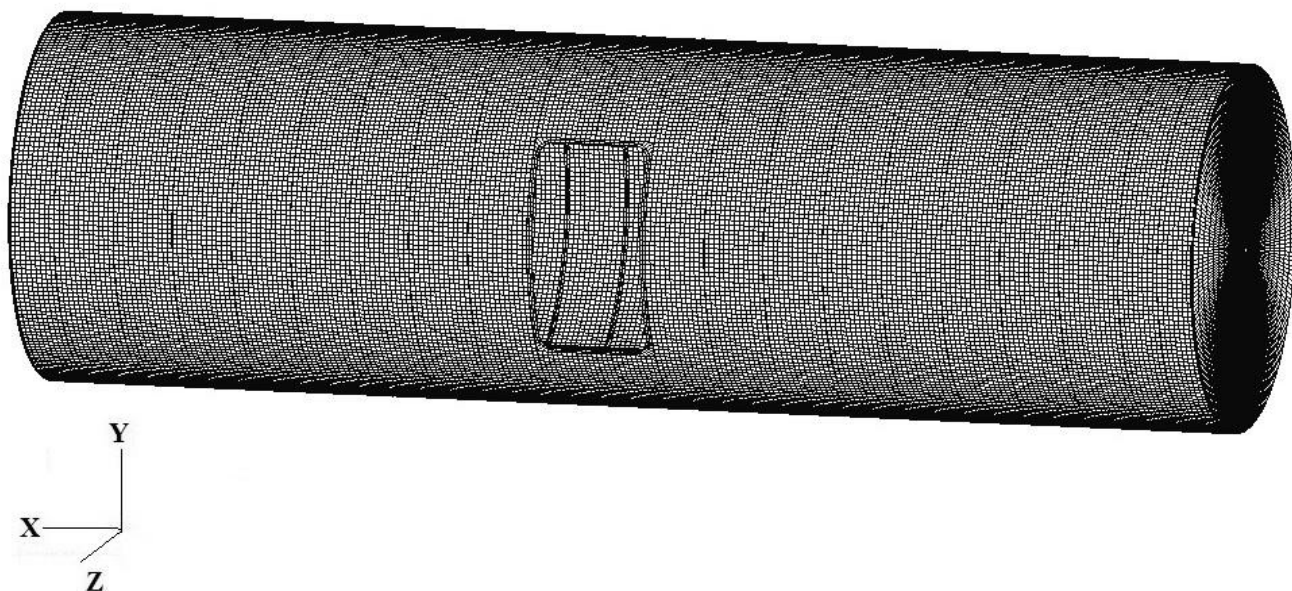


Рисунок 4.3 – Общий вид КЭМ-1

Двумерные элементы типа PLATE моделируют обшивку, стенки шпангоутов и сабель, диафрагм, продольных балок. Стержневые элементы типа ROD моделируют пояса шпангоутов, сабель, диафрагм, продольных балок. Используются "индикаторные" элементы, расположенные вдоль контура выреза.

За 16 итераций по алгоритму 2 найден проект, для которого коэффициент концентрации на контуре выреза составил значение $K_{\sigma}=3,54$. Масса исходного отсека фюзеляжа без выреза равна 113,56 кг. Масса вырезанного материала составляет 9,45 кг. Масса отсека КЭМ-1 с традиционной ССК после параметрической оптимизации составляет 150,94 кг. Коэффициент весовой эффективности окантовки выреза в оболочке $K_m=3,96$.

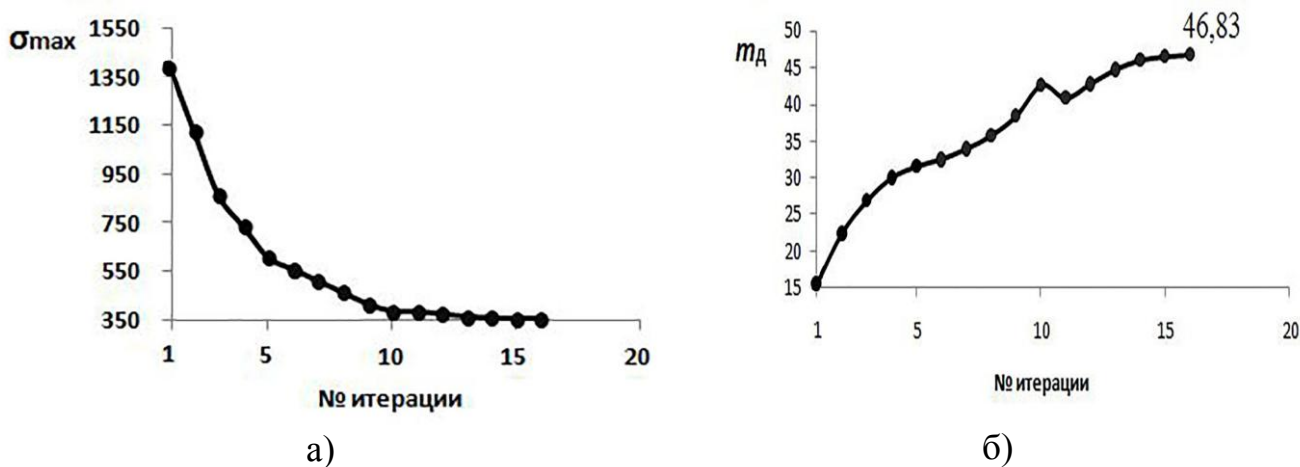
На рисунках 4.4–4.6 приводятся результаты параметрической оптимизации.



а) случай нагружения $P_{изб}$

б) случай нагружения $M_{кр}$

Рисунок 4.4 – Нормальные напряжения на краю выреза в индикаторных элементах



а)

б)

Рисунок 4.5 – Ход оптимизации: а) изменение максимальных напряжений на контуре выреза; б) дополнительная масса m_d для компенсации выреза

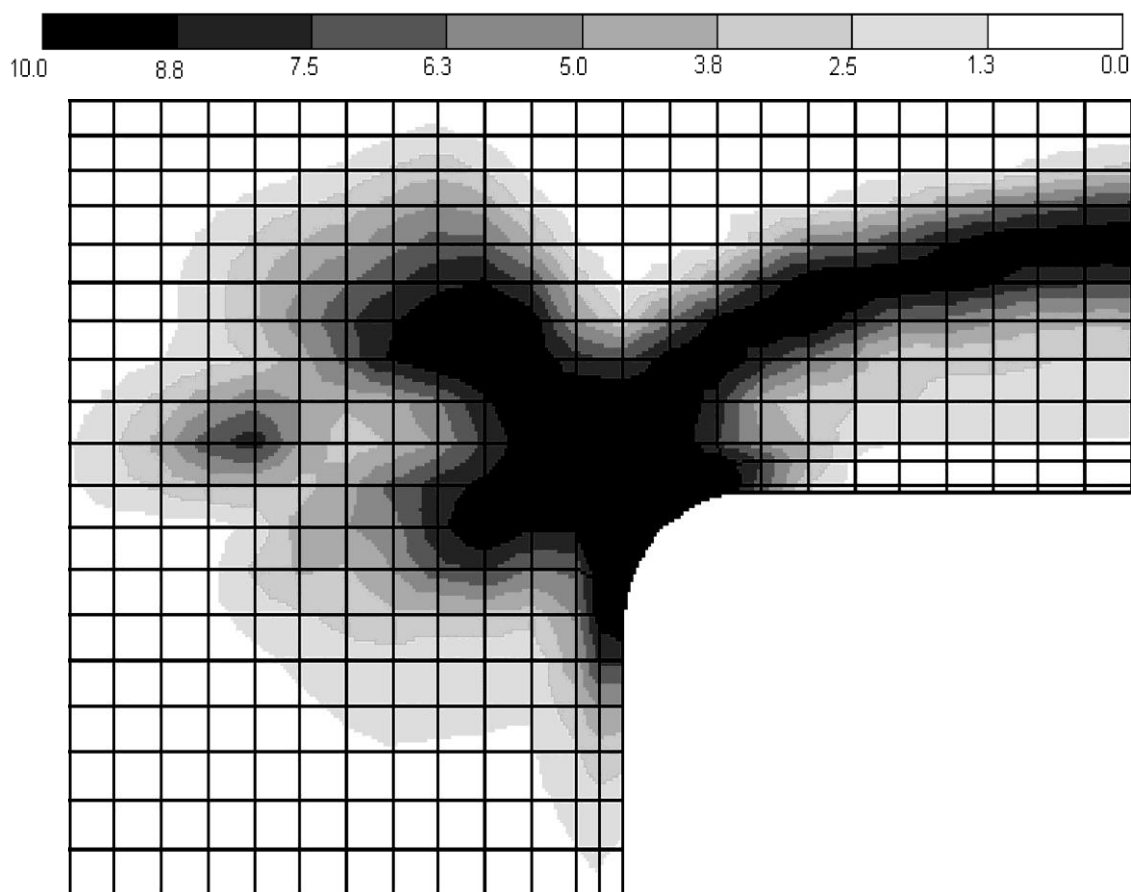


Рисунок 4.6 – Распределение толщин (мм) в накладке обшивки КЭМ-1

Далее рассматривается исследование комбинированной модели отсека фюзеляжа.

4.3 Теоретически оптимальная конструкция

Разработана КЭМ-2 отсека фюзеляжа, представленная на рисунке 4.7, где элементы обшивки условно не показаны. Заполнитель присоединяется к обшивке в зоне выреза и разделяется по толщине цилиндрической оболочки на 8 слоёв объёмных конечных элементов. КЭМ содержит около 105,5 тысяч конечных элементов, из которых 29,5 тысяч элементов заполнителя. На рисунке 4.8 представлено деформированное состояние элементов заполнителя.

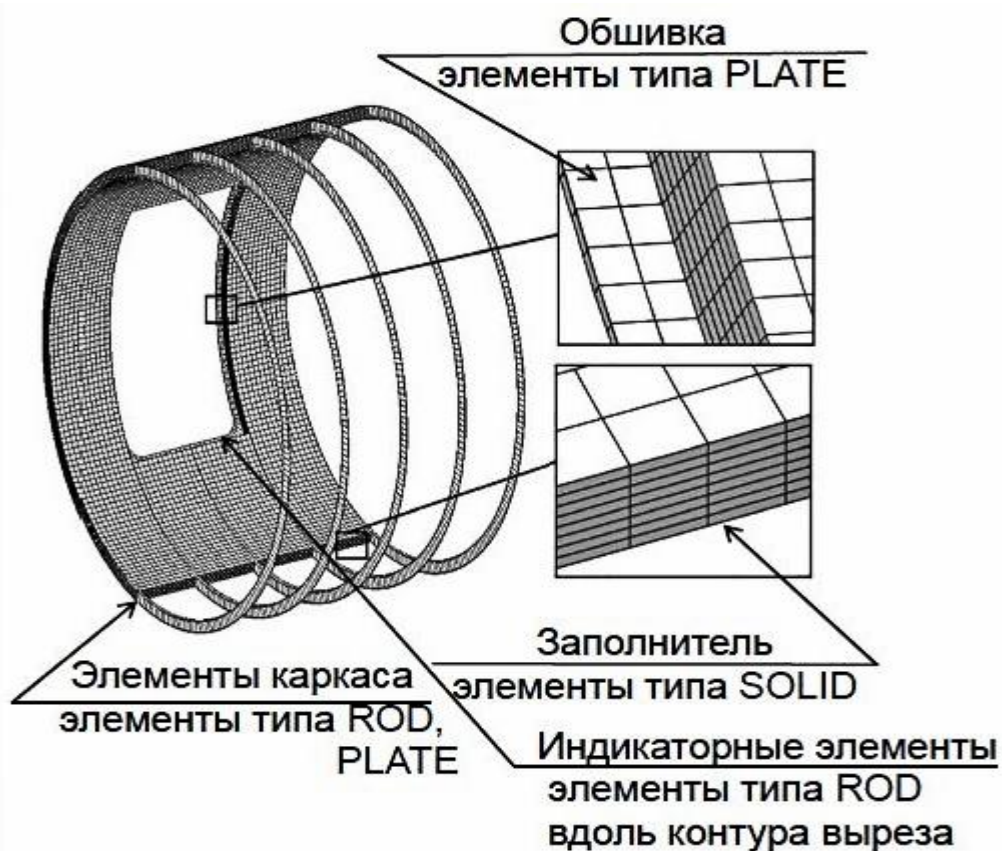


Рисунок 4.7 – Фрагмент комбинированной модели КЭМ-2

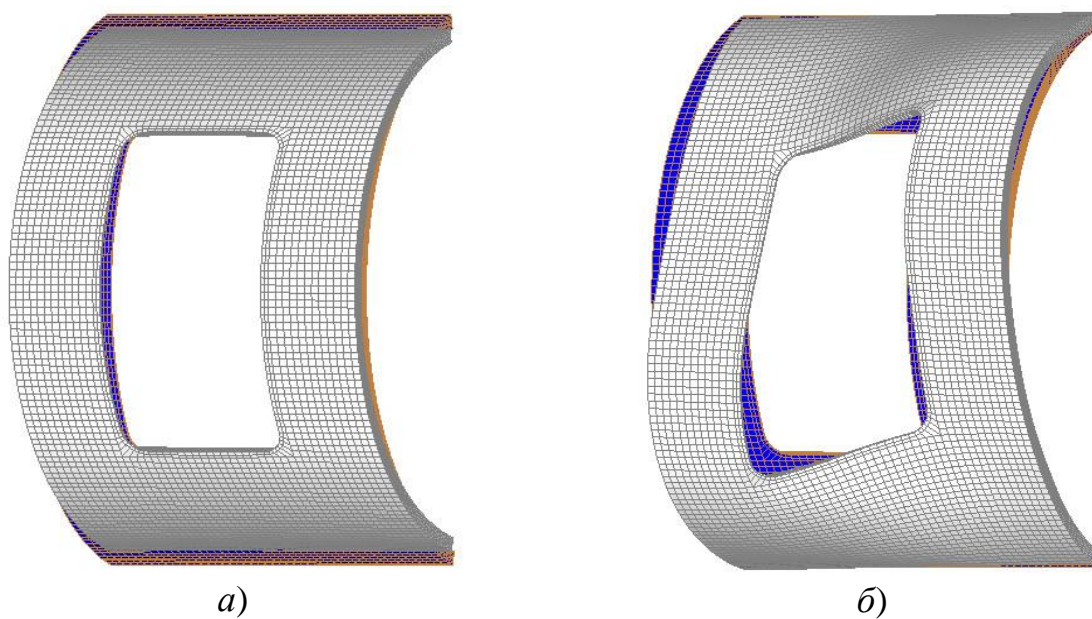
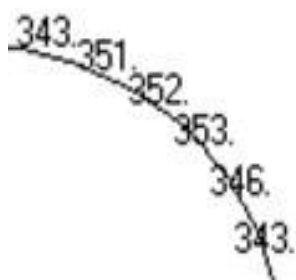


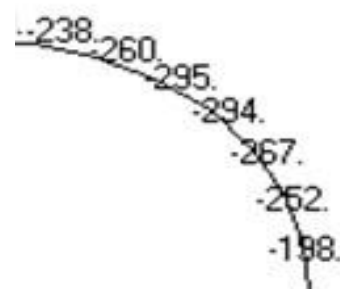
Рисунок 4.8 – Деформированное состояние заполнителя для случаев нагружения $P_{изб}$ (а) и $M_{кр}$ (б)

За 16 итераций по алгоритму 2 найдена ТОК массой 137,7 кг, для которой коэффициент концентрации K_{σ} на контуре выреза составляет 3,53.

Нормальные напряжения на краю выреза в ТОК показаны на рисунке 4.9. Ход оптимизации в КЭМ-2 представлен на рисунке 4.10.

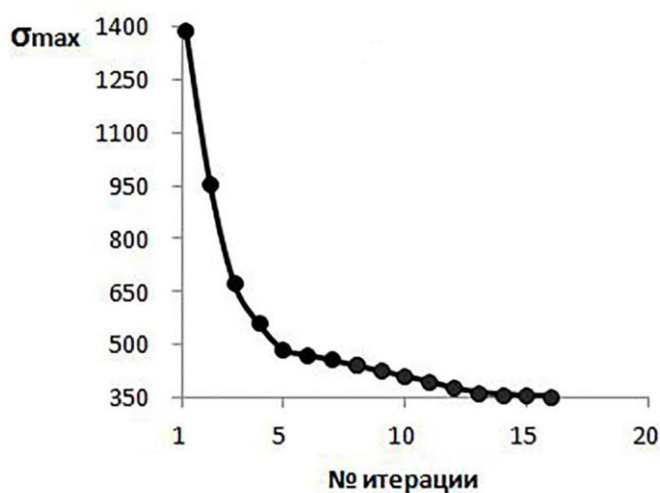


случай нагружения $P_{изб}$

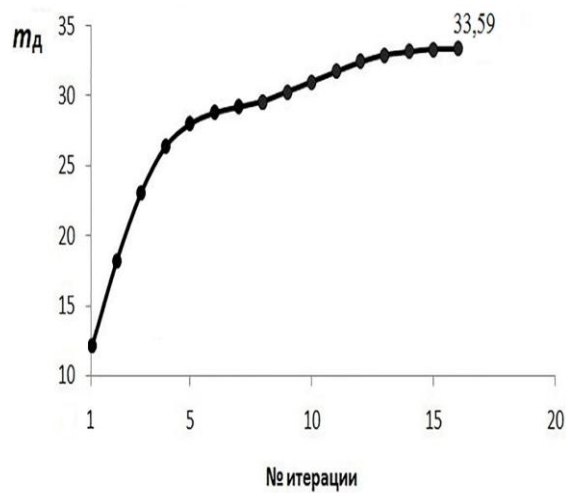


случай нагружения $M_{кр}$

Рисунок 4.9 – Нормальные напряжения на краю выреза в ТОК



a



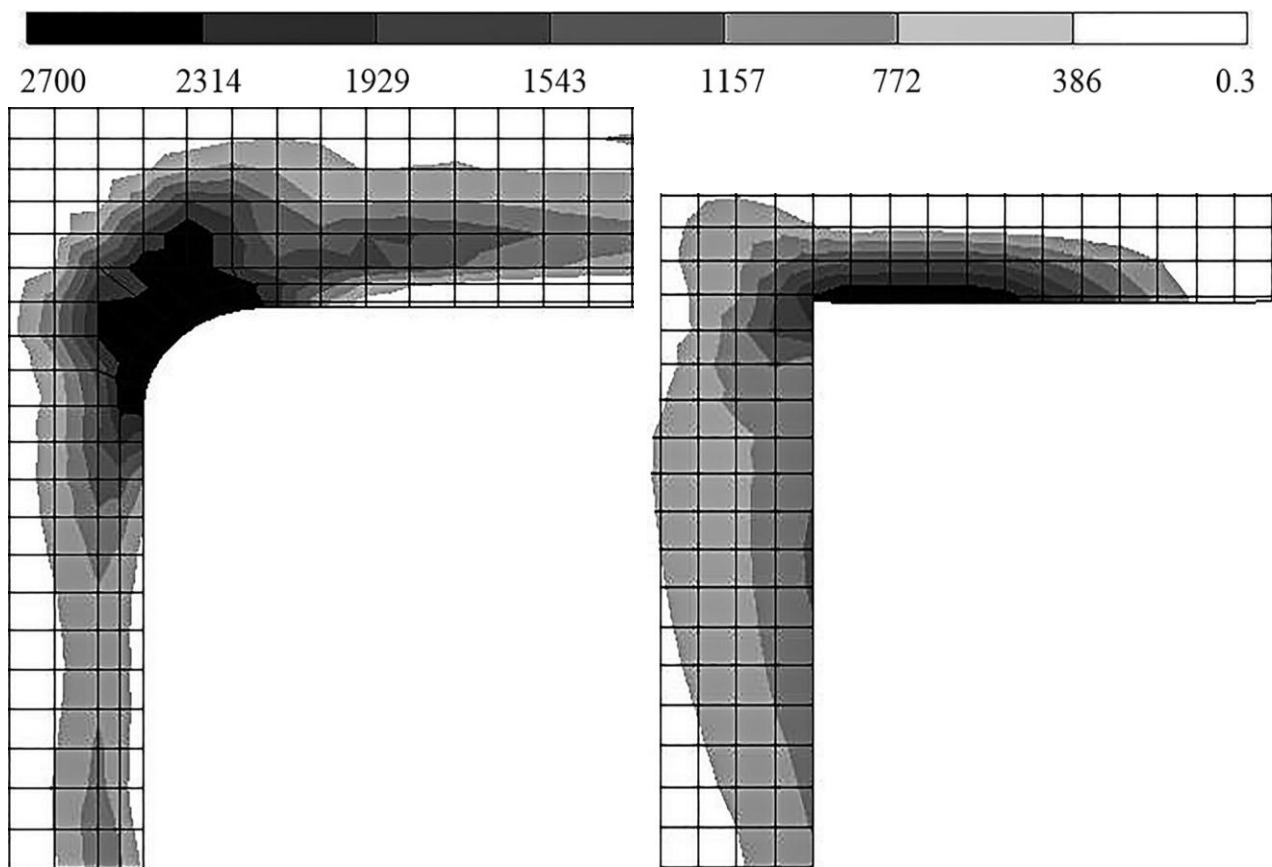
б

Рисунок 4.10 – КЭМ-2: изменение максимальных напряжений σ_{max} (*a*) и дополнительной массы m_d для компенсации выреза (*б*)

Масса заполнителя, необходимая для компенсации выреза, составляет 33,59 кг. Критерий весовой эффективности окантовки выреза $K_m=2,55$.

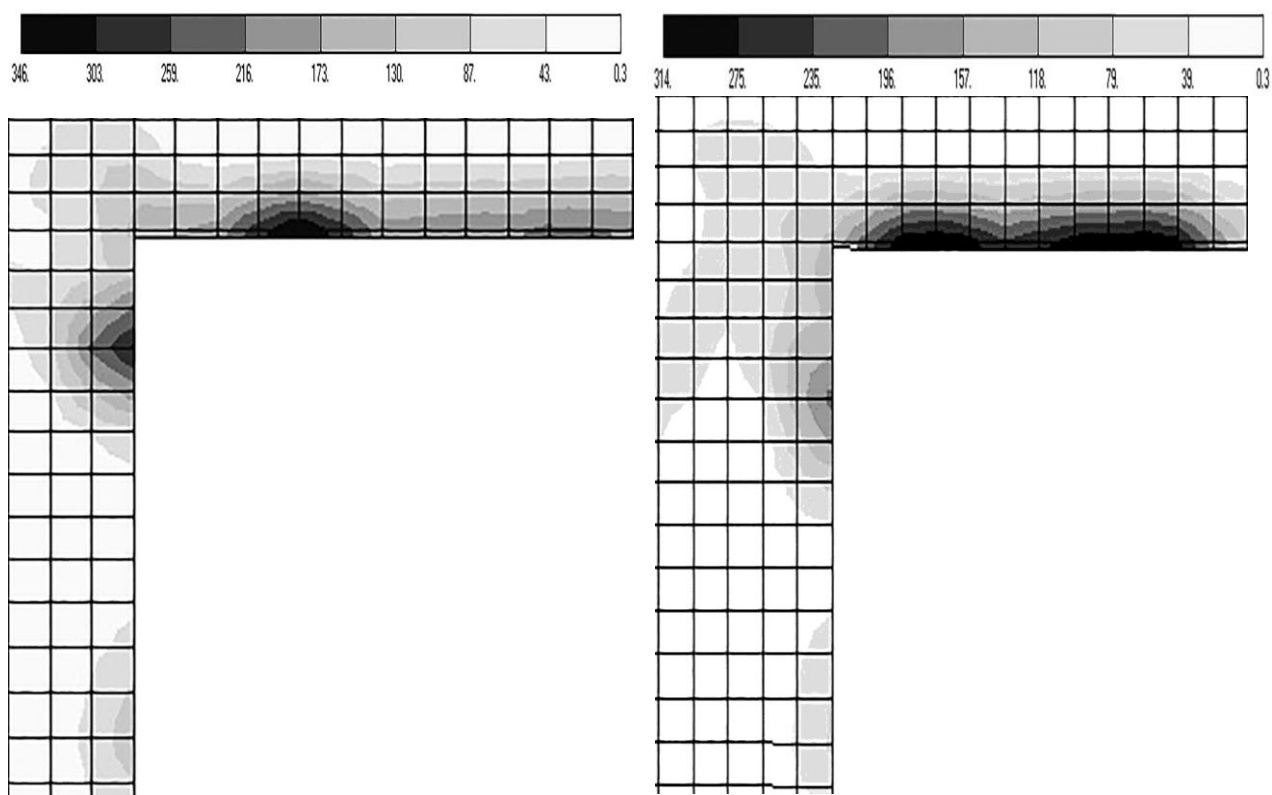
Распределение материала в ТОК представлено на рисунке 4.11.

Распределение усилий в ТОК представлено на рисунках 4.12, 4.13.



а) слой 1 (внешний)

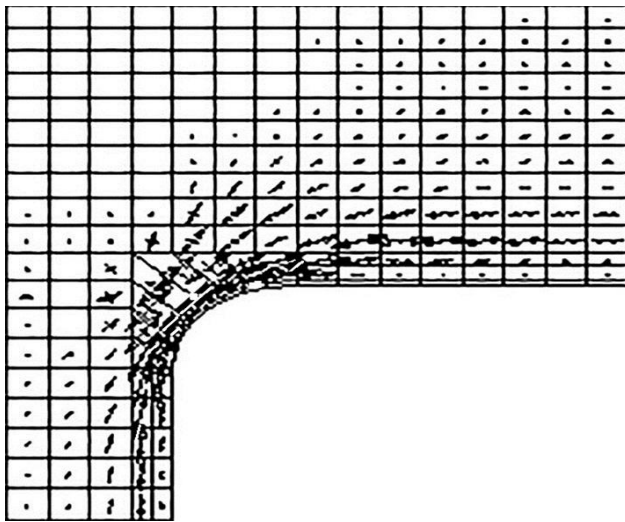
б) слой 8 (внутренний)



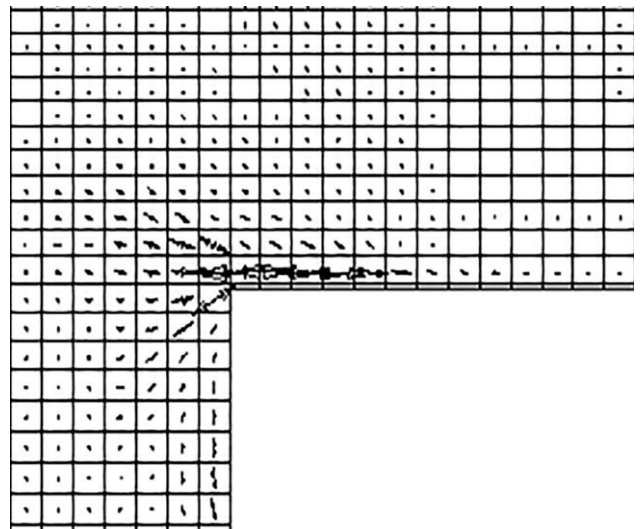
в) слой 4 (срединный)

г) слой 6 (срединный)

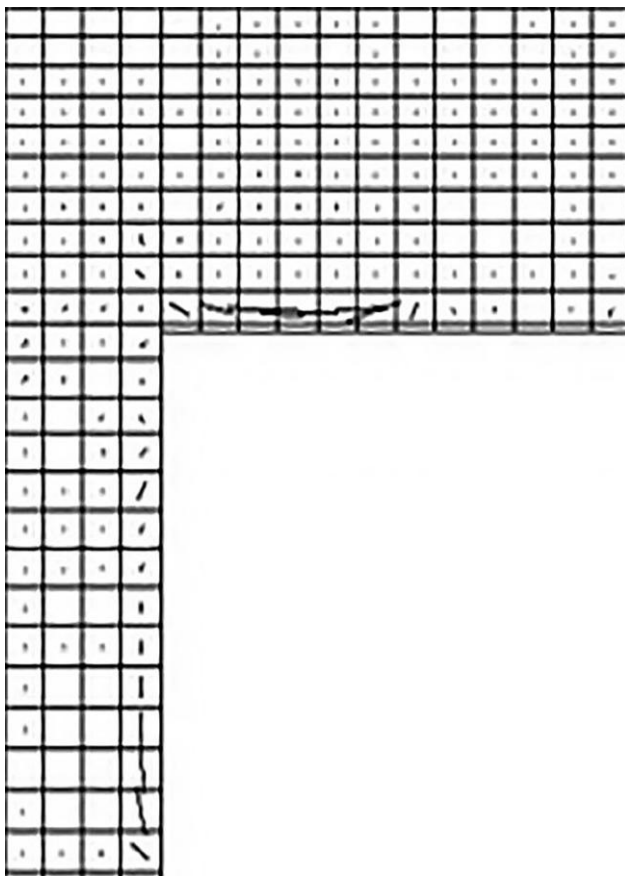
Рисунок 4.11 – Распределение плотности в заполнителе ТОК



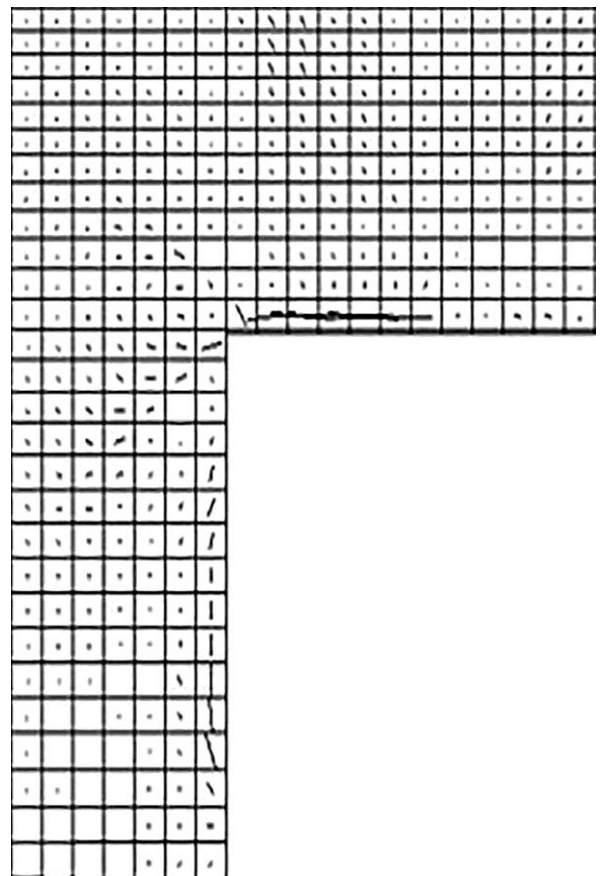
а) ПГУ слой 1 (внешний)



б) ПГУ слой 8 (внутренний)

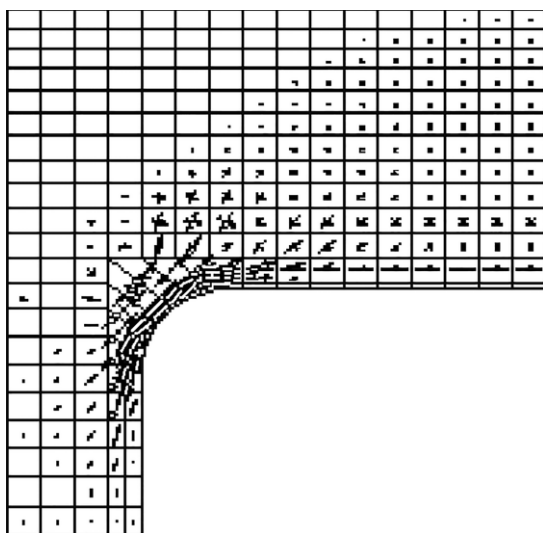


в) траектории ГКС слой 4
(срединный)

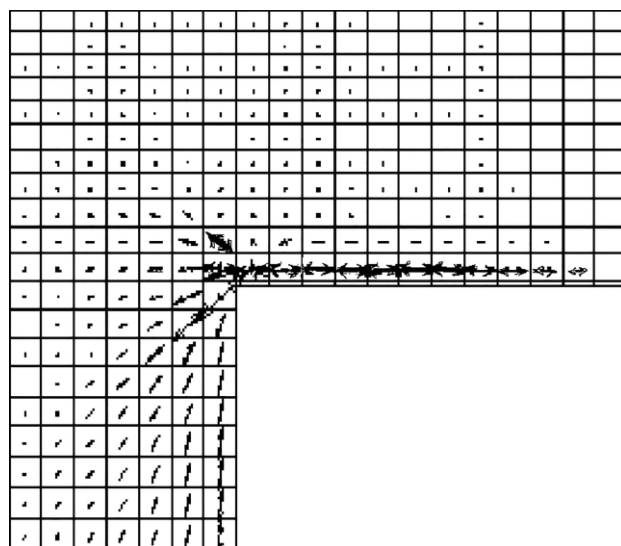


г) траектории ГКС слой 7
(срединный)

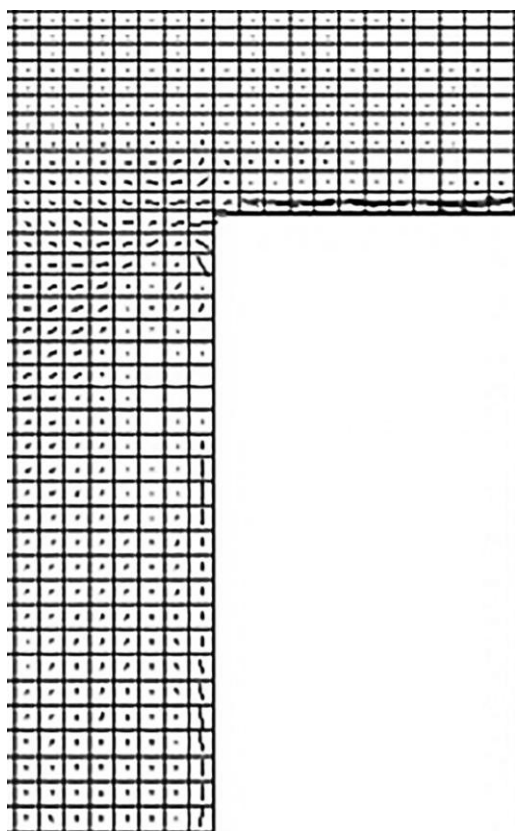
Рисунок 4.12 – Распределение усилий в заполнителе ТОК, случай $P_{изб}$



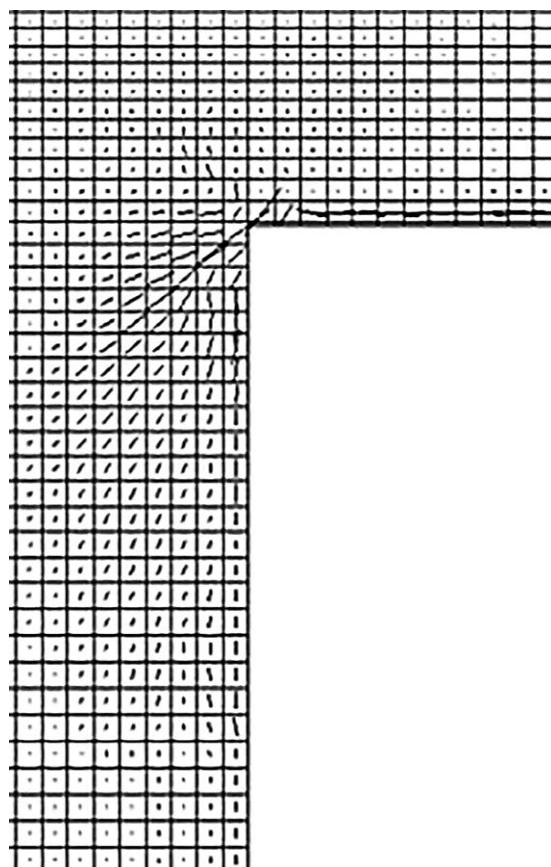
а) ПГУ слой 1 (внешний)



б) ПГУ слой 8 (внутренний)



в) траектории ГКС слой 4
(срединный)



г) траектории ГКС слой 7
(срединный)

Рисунок 4.13 – Распределение усилий в заполнителе ТОК, случай $M_{кр}$

Анализ картин распределения плотности в заполнителе ТОК (рисунок 4.11) показывает, что наибольшие значения достигаются во внешнем и во внутреннем слое заполнителя. Значения плотности в срединных слоях, расположенных

между ними, существенно меньше. Аналитические исследования прочности толстостенных оболочек [162] также выявляют эффективность размещения силовых элементов на внутренней поверхности оболочки.

Картины распределения ПГУ во внутреннем слое заполнителя на рисунках 4.12, б и 4.13 б иллюстрируют преобладающее расположение линий ПГУ вдоль продольных и поперечных границ выреза, а также «веерообразное» расположение линий ПГУ в углах выреза.

Анализ картин траекторий ГКС в срединных слоях ТОК на рисунках 4.12, в, г и 4.13, в, г показывает, что при нагружении фюзеляжа кручением наиболее эффективно работает материал заполнителя вдоль всей продольной кромки выреза. В случае нагружения фюзеляжа внутренним избыточным давлением заполнитель эффективно работает в угловых областях выреза. Целесообразность расположения наклонных стенок в ССК иллюстрируется траекториями ГКС в срединном слое ТОК на рисунке 4.13, г.

Анализ картин распределения материала и усилий в ТОК свидетельствует о том, что конструкцию целесообразно снабдить усиленными шпангоутами вдоль поперечных кромок выреза, балками вдоль продольных кромок выреза, а также дополнительной внутренней панелью [9].

4.4 Силовая схема с пространственной рамой

КЭМ-1.

Далее в качестве исходного варианта по ССК исследуется техническое решение, показанное на рисунке 4.14. Цифрами на рисунке обозначены компенсирующие вырез дополнительные элементы относительно традиционного технического решения.

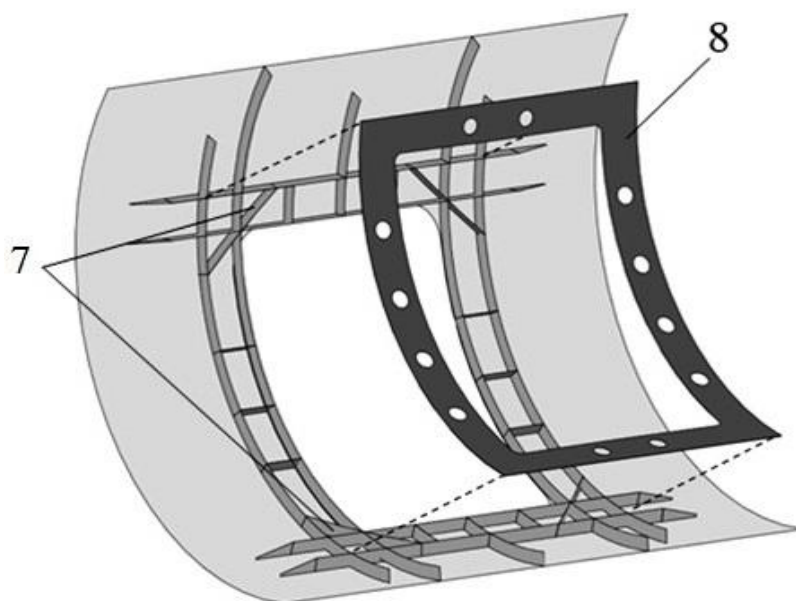


Рисунок 4.14 – ССК отсека фюзеляжа с пространственной рамой:

7 – наклонная стенка; 8 – внутренняя панель

Техническое решение, реализующее исследуемую ССК, содержит внутреннюю панель 8, две дополнительные продольные балки и наклонные стенки 7, расположенные в углах выреза. Панель 8 смещена внутрь фюзеляжа от внешней поверхности цилиндрической оболочки и дублирует обшивку на участке выреза. В панели 8 предусмотрены технологические отверстия для обеспечения доступа внутрь образующихся замкнутых контуров. Соединение внутренней панели с обшивкой осуществляется за счёт продольных и наклонных стенок, силовых и рядовых шпангоутов. В этом техническом решении совокупность силовых элементов образуют вдоль контура выреза пространственную тонкостенную раму.

Разработана КЭМ-1, реализующая конструкцию, в которой внутренняя панель, дополнительные наклонные и продольные стенки моделируются элементами PLATE, стержневые элементы ROD моделируют пояса балок.

За 26 итераций по алгоритму 2 найден проект, для которого коэффициент концентрации на контуре выреза составил $K_{\sigma}=3,54$. Ход оптимизации КЭМ-1 показан на рисунке 4.15. Распределение материала в КЭМ-1 представлено на рисунках 4.16 – 4.17. Распределение усилий в накладках приведено на рисунках 4.18 – 4.19.

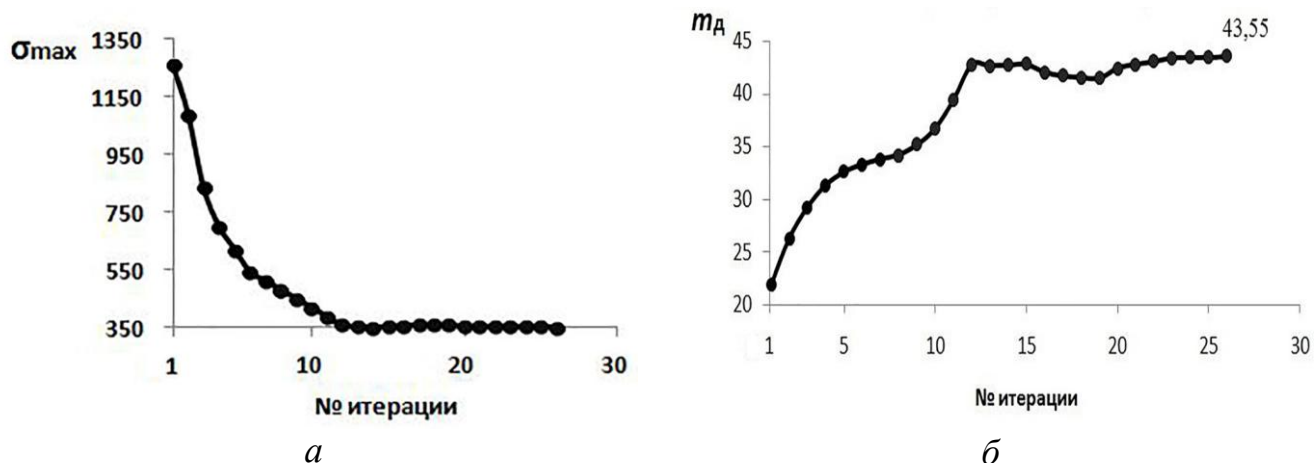


Рисунок 4.15 – Изменение максимальных напряжений σ_{max} (а) и дополнительной массы m_d для компенсации выреза (б) для КЭМ-1

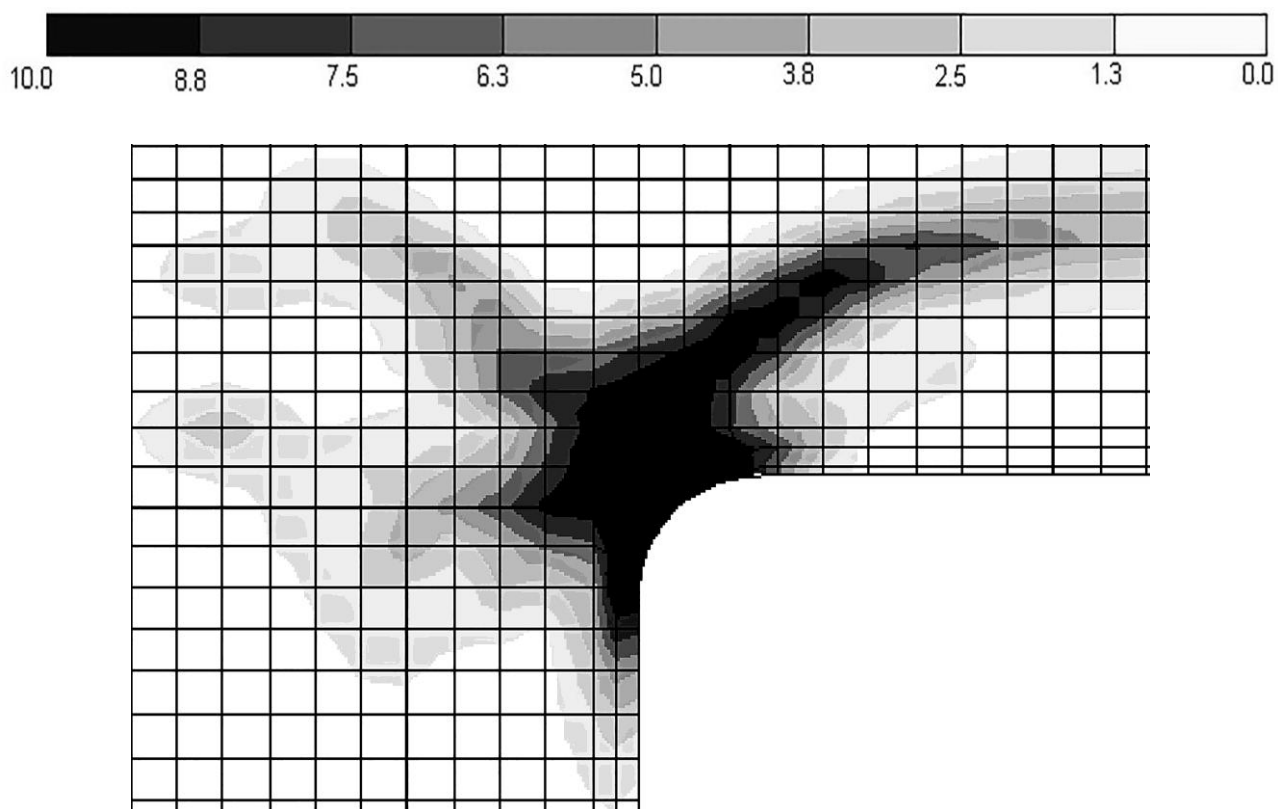


Рисунок 4.16 – Распределение толщин (мм) в накладке обшивки ССК с пространственной рамой в КЭМ-1

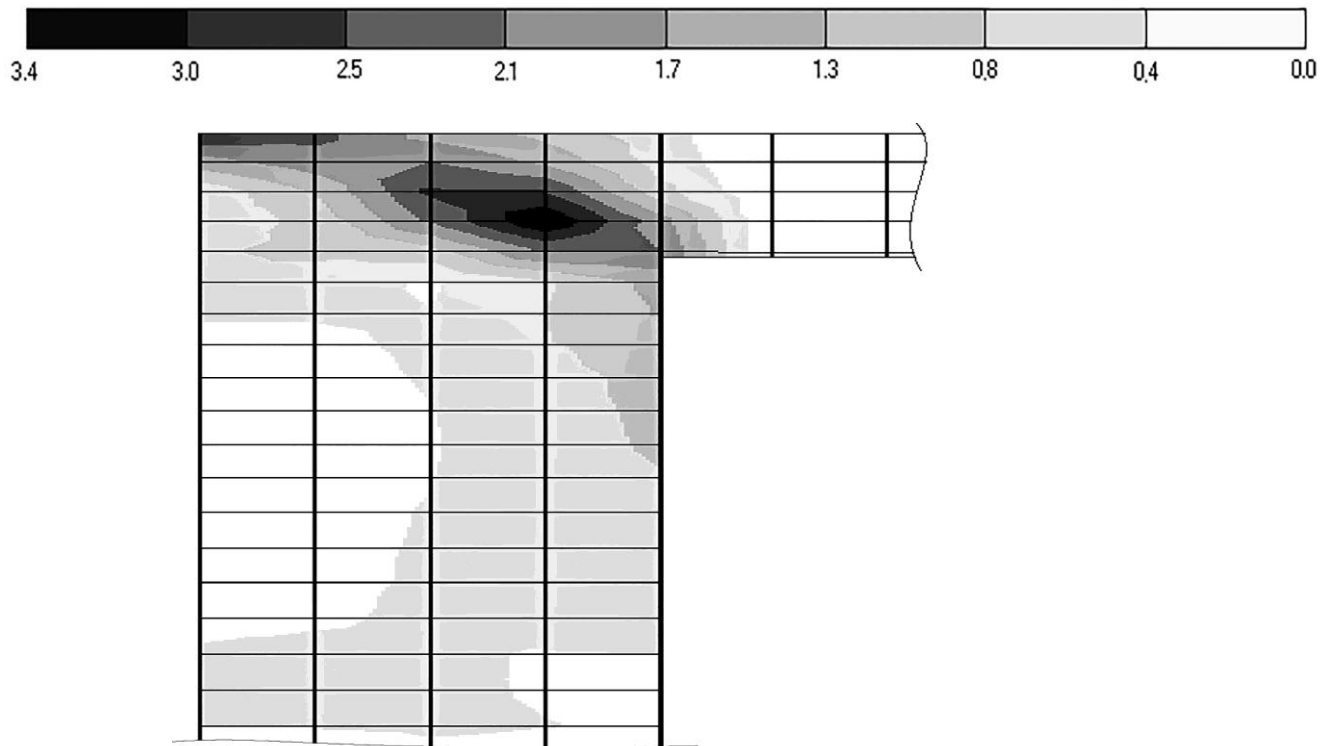
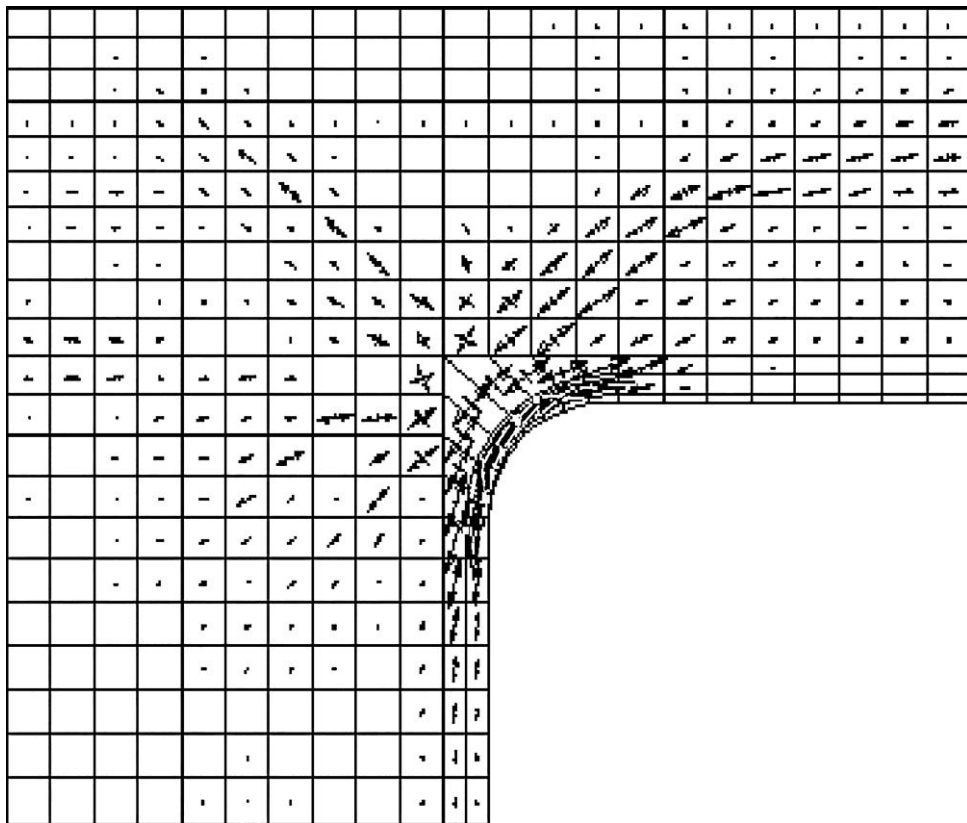
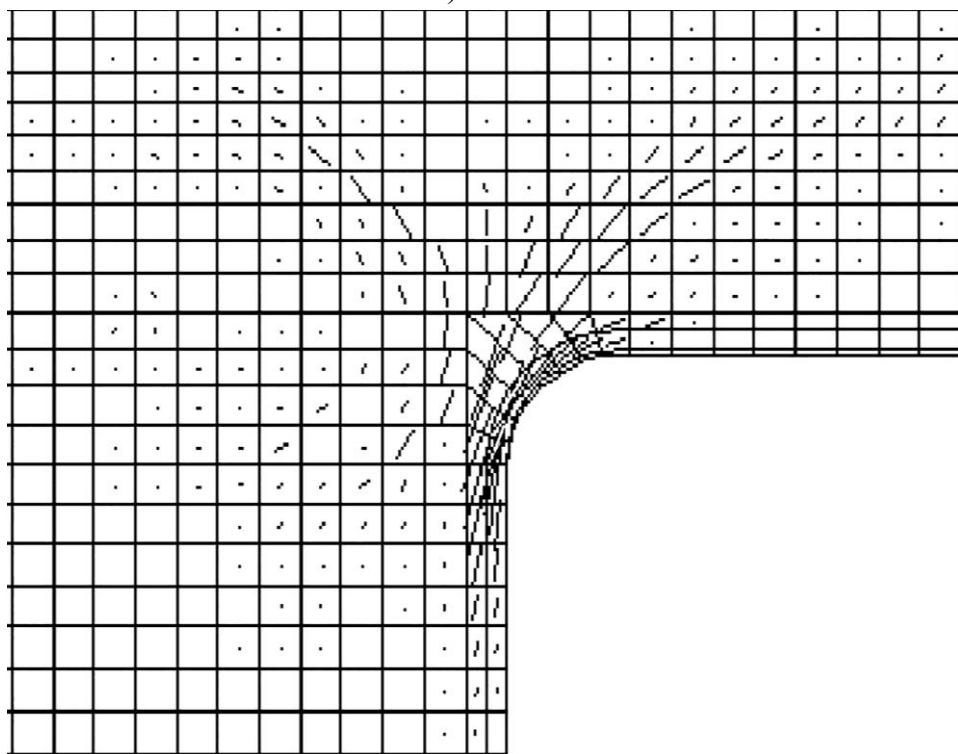


Рисунок 4.17 – Распределение толщин (*мм*) в накладке внутренней панели ССК с пространственной рамой в КЭМ-1



а) ПГУ



б) ГКС

Рисунок 4.18 – Распределение усилий в накладке обшивки КЭМ-1 для случая нагружения $P_{изб}$

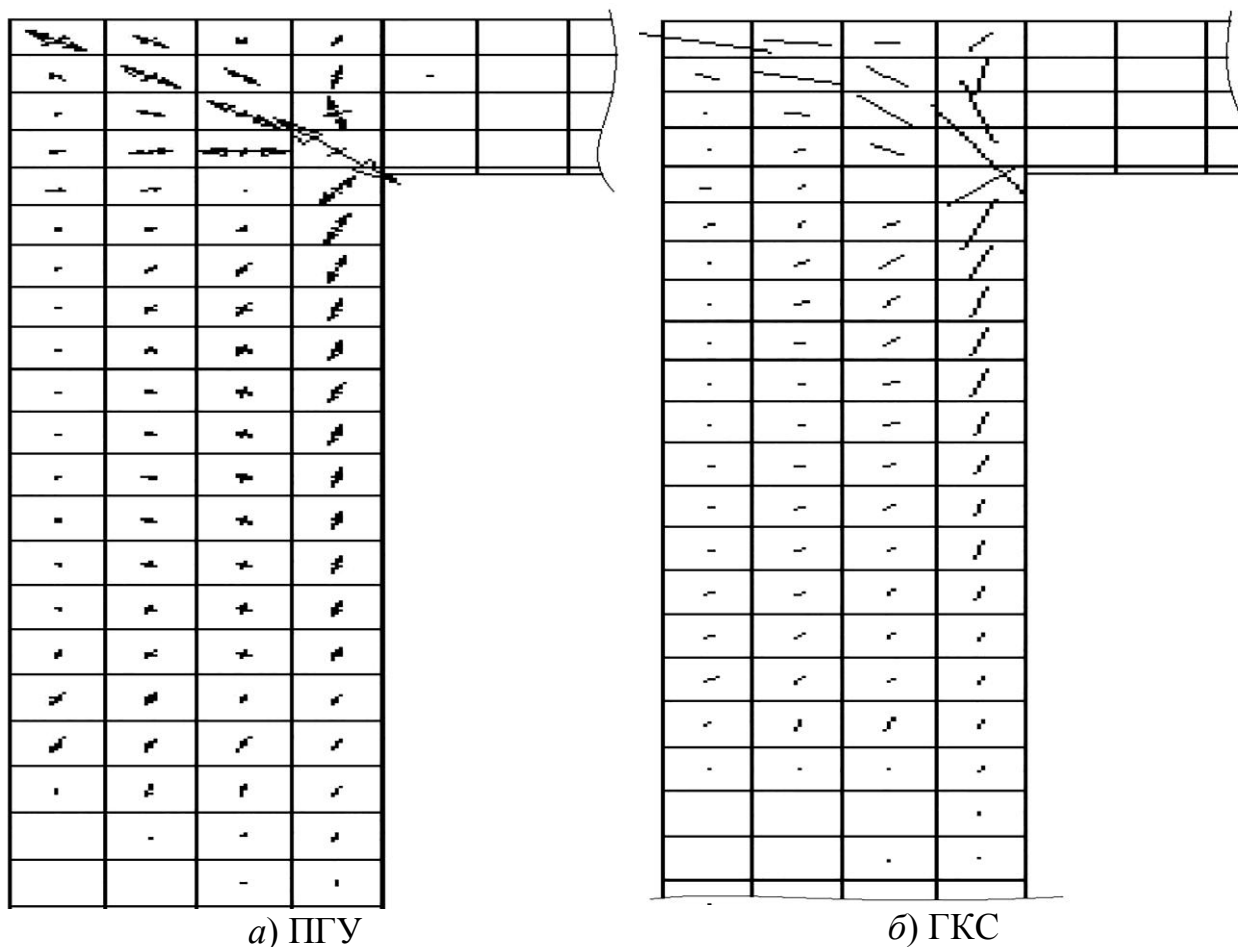


Рисунок 4.19 – Распределение усилий в накладке внутренней панели КЭМ-1 для случая нагружения $M_{кр}$

Масса отсека КЭМ-1 для ССК с пространственной рамой после параметрической оптимизации составляет 147,7 кг. Критерий весовой эффективности K_m окантовки выреза в оболочке составляет 3,61, что значительно превышает коэффициент эффективности ТОК и свидетельствует о существенных резервах для снижения массы конструкции. Поэтому процесс топологической оптимизации следует продолжить.

КЭМ-2.

Далее к тонкостенной КЭМ-1 добавлен наполнитель в зоне выреза. Распределение материала в слоях наполнителя КЭМ-2 после оптимизации представлено на рисунке 4.20. Распределение усилий в слоях наполнителя КЭМ-2 представлено на рисунках 4.21, 4.22.

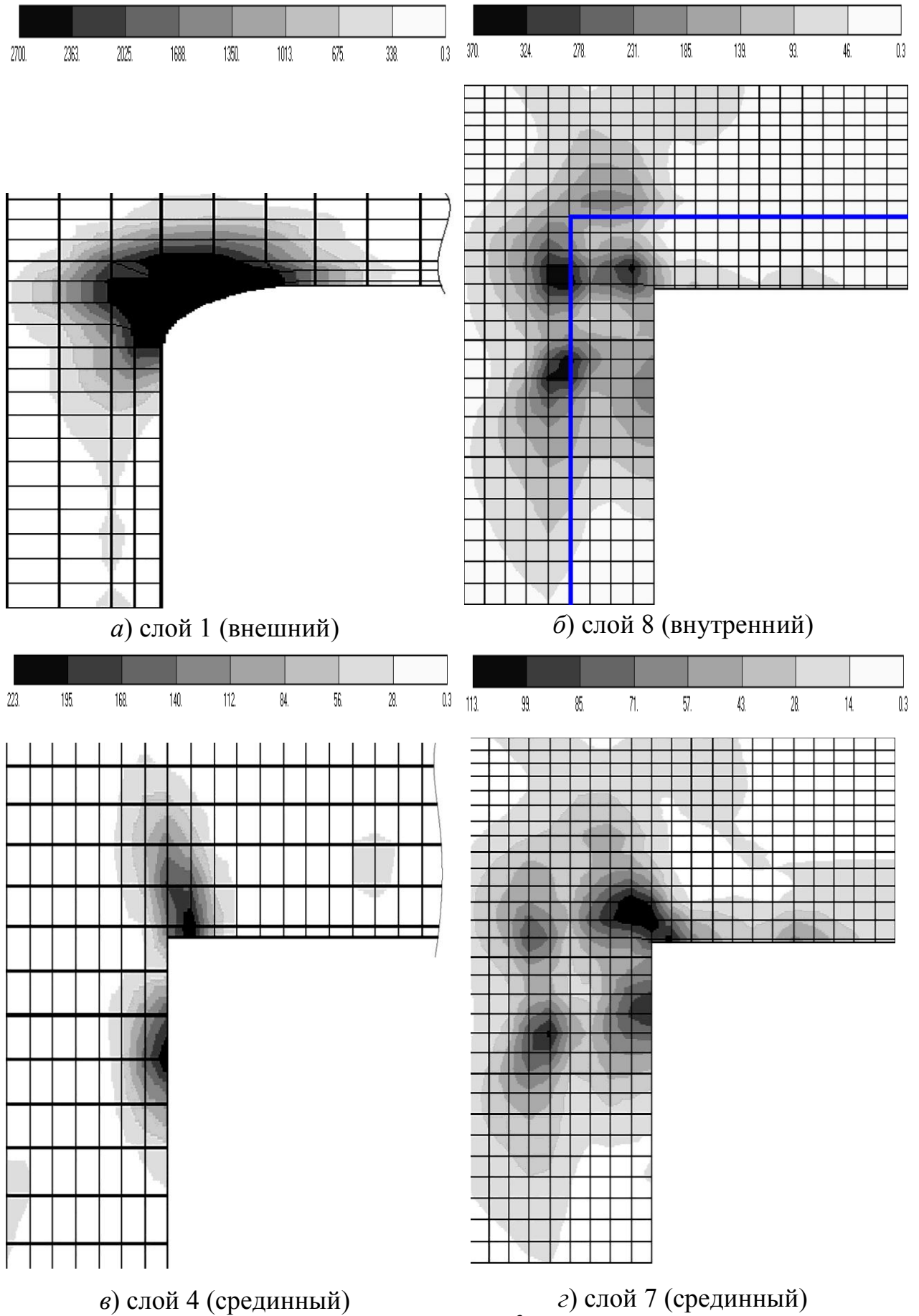
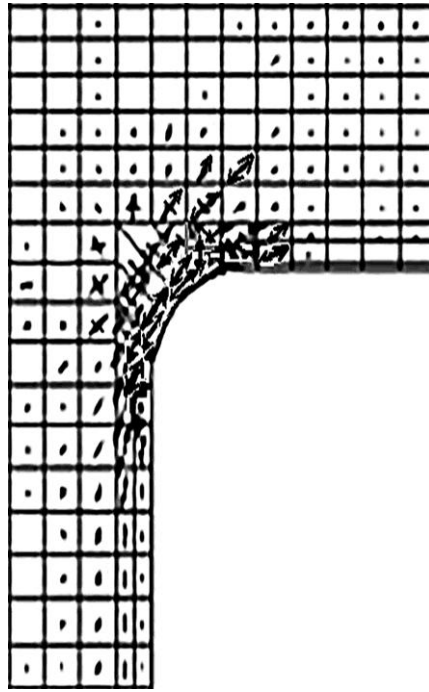
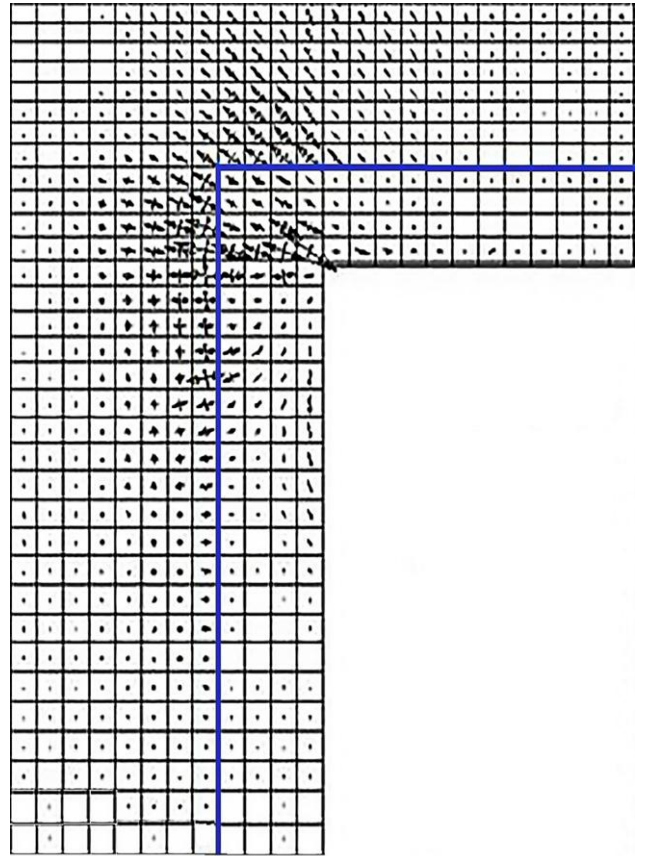


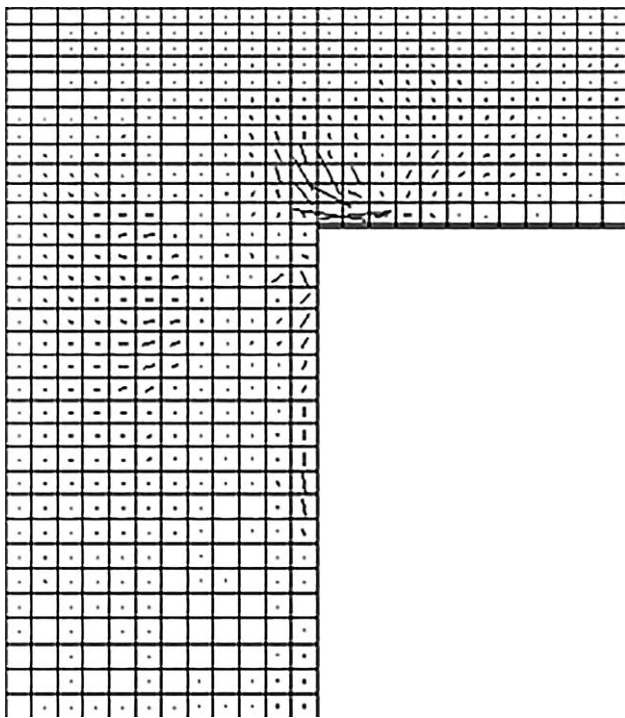
Рисунок 4.20 – Распределение плотности ($\text{кг}/\text{м}^3$) в слоях заполнителя КЭМ-2



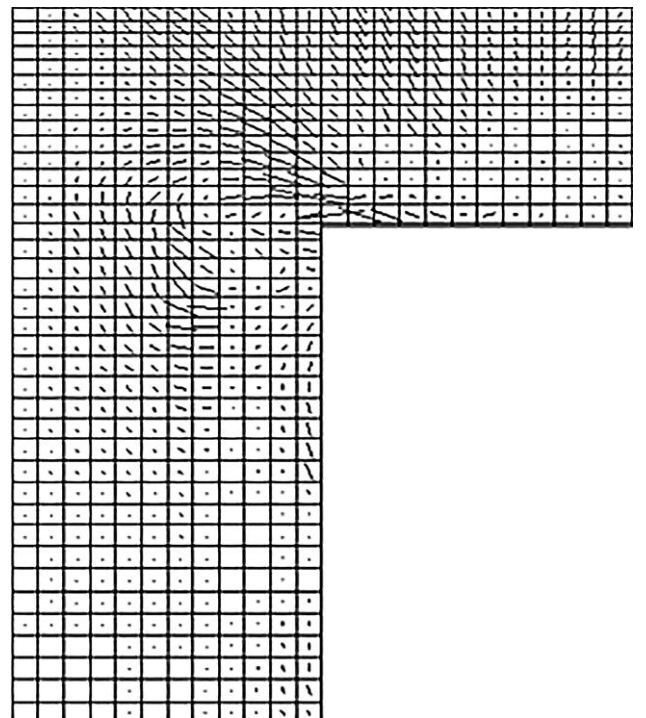
а) ПГУ слой 1 (внешний)



б) ПГУ слой 8 (внутренний)

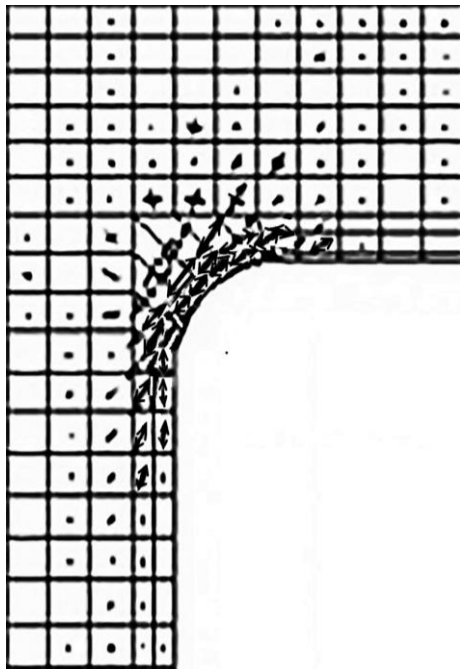


в) траектории ГКС слой 4
(срединный)

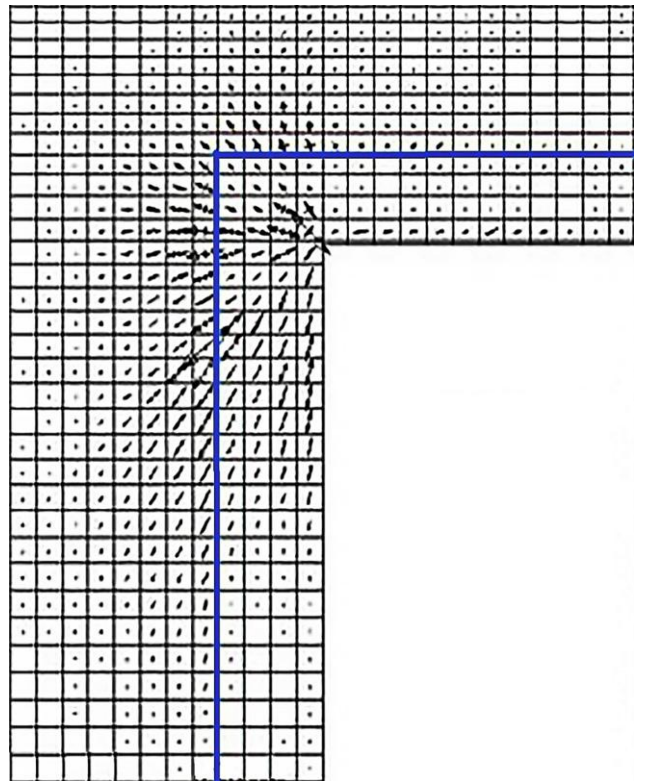


з) траектории ГКС слой 7
(срединный)

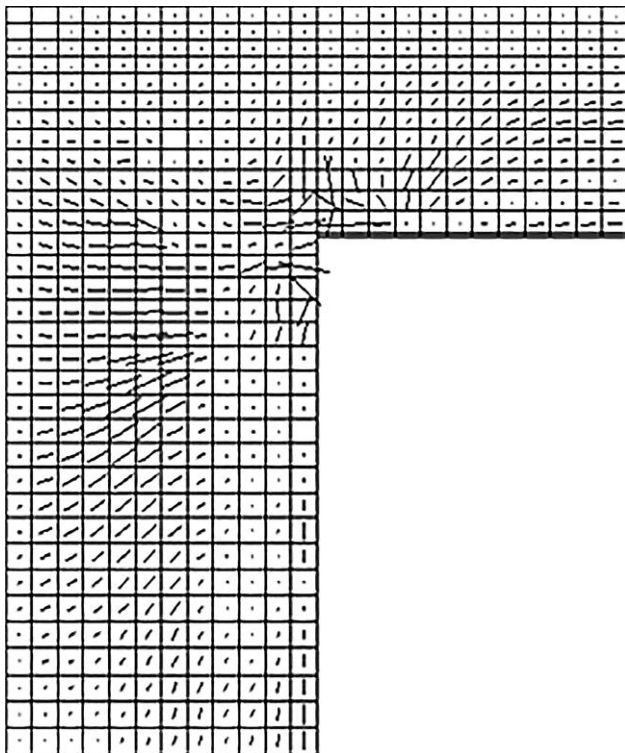
Рисунок 4.21 – Распределение усилий в заполнителе, случай нагружения $P_{изб}$



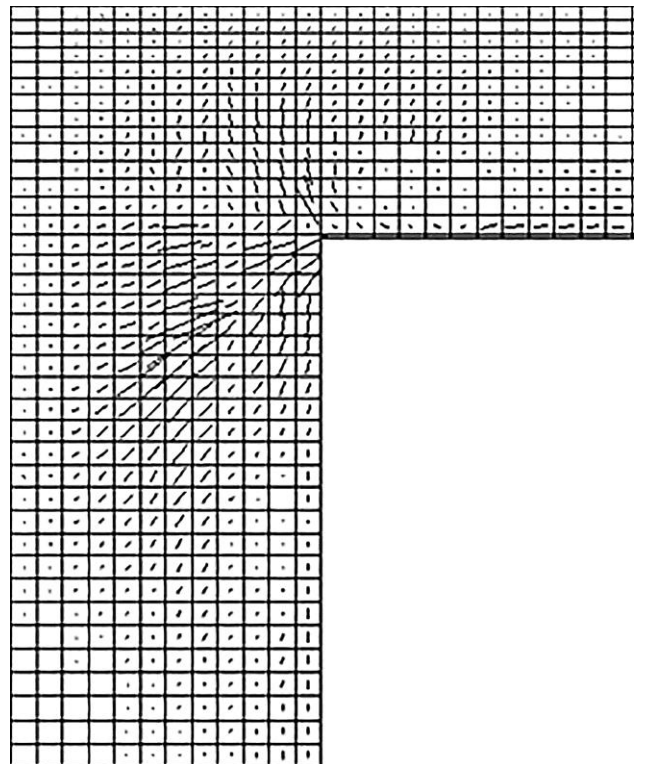
а) ПГУ слой 1 (внешний)



б) ПГУ слой 8 (внутренний)



в) траектории ГКС слой 4
(срединный)



з) траектории ГКС слой 7
(срединный)

Рисунок 4.22 – Распределение усилий в заполнителе, случай нагружения $M_{кр}$

Наибольшие значения плотностей достигаются во внешнем слое заполнителя КЭМ-2 в углах окантовки выреза (рисунок 4.20, *а*). На рисунке 4.20, *б* синим цветом показано положение внутренней панели в модели. Сгустки и разряжения плотности во внутреннем слое заполнителя свидетельствуют о целесообразности изменения формы внутренней панели.

Траектории ГКС в срединных слоях заполнителя, показанные на рисунках 4.21, *в,г* – 4.22, *з*, позволяют выявить рациональное расположение стенок в конструкции фюзеляжа, которое не совпадает с направлениями кромок выреза. Анализ распределения материала и усилий в заполнителе свидетельствует о целесообразности добавления наклонных стенок в углах выреза.

4.5 Рациональная силовая схема конструкции

КЭМ-1.

На основе анализа заполнителя КЭМ-2 найден итоговый вариант ССК, представленный на рисунке 4.23.

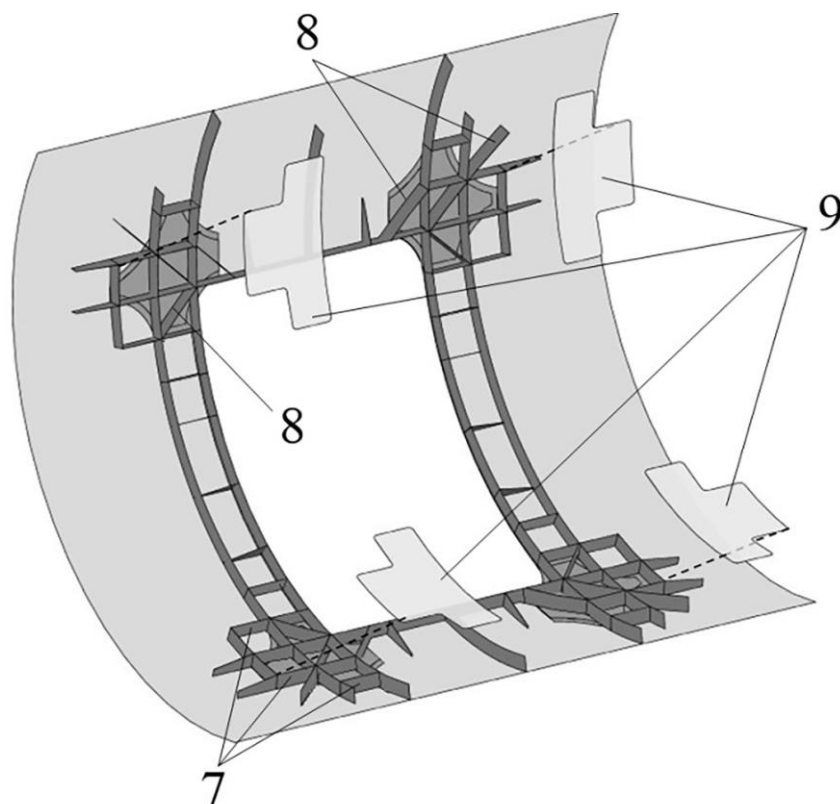


Рисунок 4.23 – ССК отсека фюзеляжа. Итоговая модификация:

7 – продольная стенка; 8 – наклонная стенка; 9 – внутренняя панель.

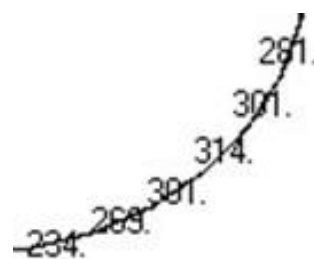
Конструкция содержит четыре *внутренних панели*, расположенные в углах выреза и смещённые внутрь конструкции от теоретического контура фюзеляжа. Крепление внутренних панелей к обшивке осуществляется с помощью продольных, поперечных и наклонных стенок, усиленных и рядовых шпангоутов. В модифицированном варианте ССК замкнутые и полые контуры формируются элементами конструкции только в углах выреза.

За 16 итераций по *алгоритму 2* найден оптимальный проект, для которого коэффициент концентрации на контуре выреза $K\sigma=3,54$. Масса отсека фюзеляжа составляет 143,14 кг. Критерий весовой эффективности окантовки выреза в оболочке $K_m=3,13$.

Нормальные напряжения на краю выреза в КЭМ-1 представлены на рисунке 4.24. Ход оптимизации показан на рисунке 4.25. Толщины накладок обшивки и внутренней панели в исследуемой КЭМ представлены на рисунках 4.26 и 4.27.

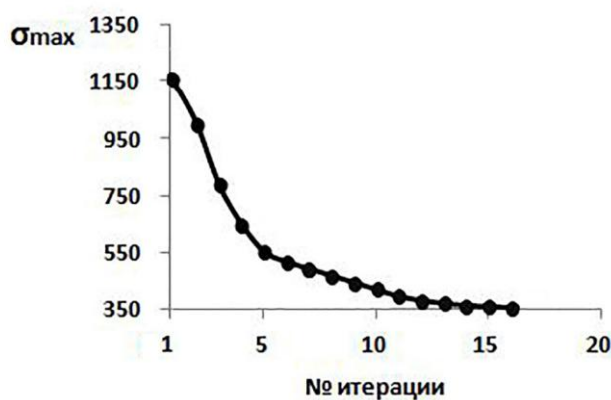


случай нагружения $P_{изб}$

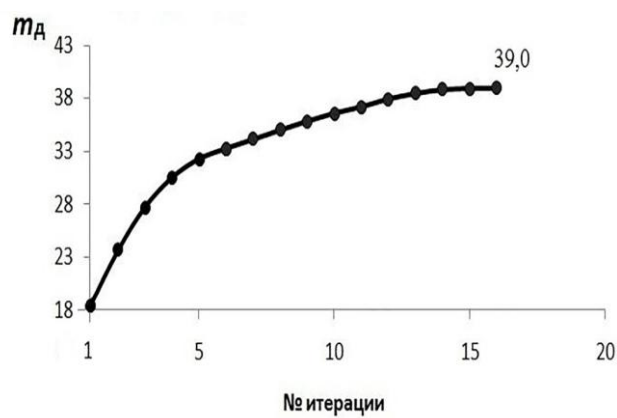


случай нагружения $M_{кр}$

Рисунок 4.24 – Нормальные напряжения на краю выреза в КЭМ-1



а



б

Рисунок 4.25 – Изменение максимальных напряжений σ_{max} (а) и дополнительной массы m_d для компенсации выреза (б)

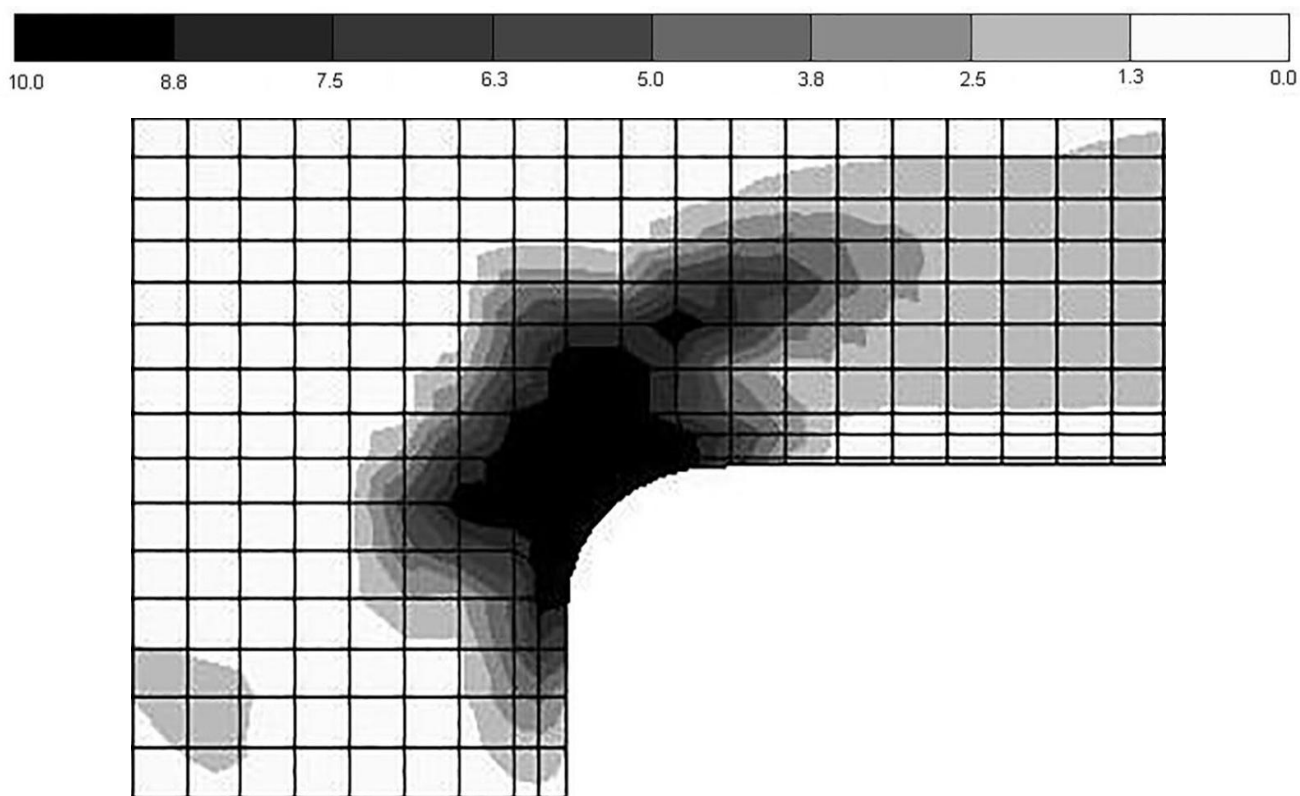


Рисунок 4.26 – Распределение толщин (мм) в накладке обшивки рациональной ССК

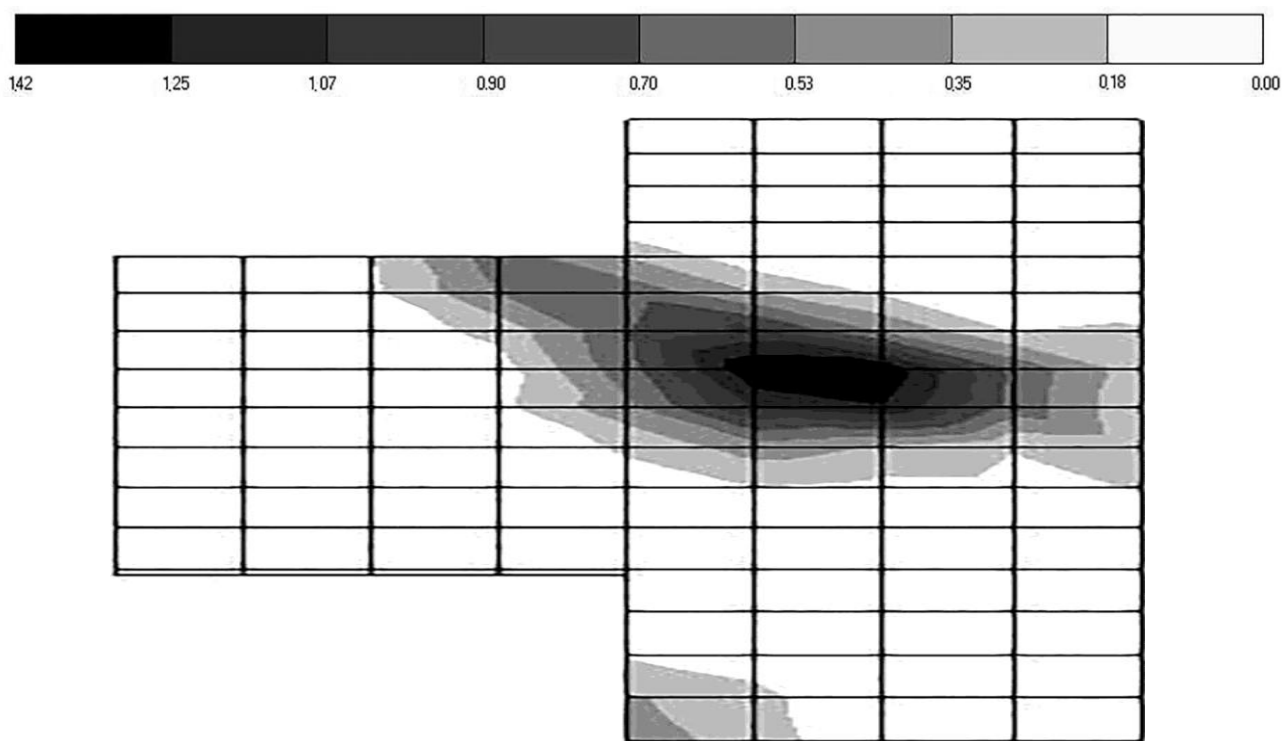


Рисунок 4.27 – Распределение толщин (мм) в накладке внутренней панели рациональной ССК

4.6 Оценка перспектив применения нового конструктивного решения

Найденное с использованием разработанной методики топологического проектирования решение по ССК фюзеляжа в зоне выреза под люк содержит наружную обшивку, усиленную в углах выреза накладками и совокупность силовых элементов, формирующих конструкцию, представленную на рисунке 4.23. Проведённые патентные исследования показали, что данную силовую схему можно трактовать как *новое конструктивное решение* [96].

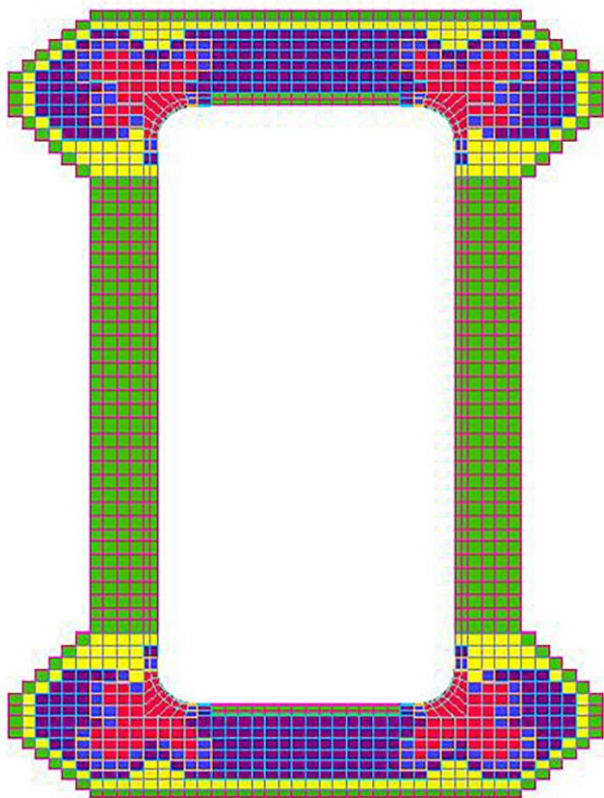
I. Масса материала для компенсации выреза

Массы элементов, усиливающих вырез, для исследуемого отсека представлены в таблице 4.1. Форма окантовки и толщины подкрепляющих накладок показаны на рисунке 4.28.

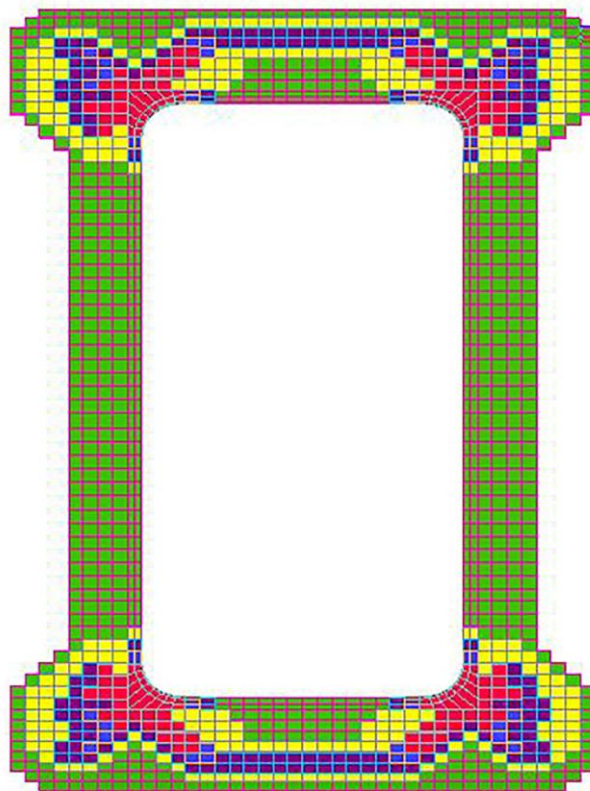
Таблица 4.1 – Весовая сводка элементов усиления выреза в отсеке фюзеляжа

Наименование	Традиционное техническое решение		Силовая схема с пространственной рамой		Новое конструктивное решение	
	м, кг	\bar{m} , %	м, кг	\bar{m} , %	м, кг	\bar{m} , %
Накладки обшивки	19,19	39,5	14,36	31,9	9,75	24,4
Шпангоуты	20,65	42,6	18,05	40,1	17,42	43,6
Диафрагмы	0,39	0,8	0,55	1,2	0,78	1,9
Сабли шпангоутов	2,22	4,6	1,89	4,2	1,95	4,9
Продольные балки	6,08	12,5	5,28	11,7	5,50	13,8
Внутренняя панель	–	–	3,21	7,2	1,71	4,3
Наклонные стенки	–	–	0,67	1,5	1,40	3,5
Продольные стенки	–	–	0,98	2,2	1,42	3,6
Итого	48,53	100,0	44,99	100,0	39,93	100,0

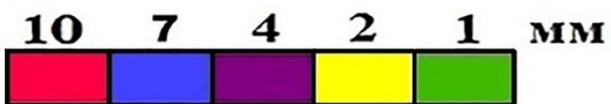
Анализ модели, реализующей новое техническое решение, показывает, что масса элементов усиления выреза в традиционном техническом решении отсека фюзеляжа может быть снижена на 17,7%.



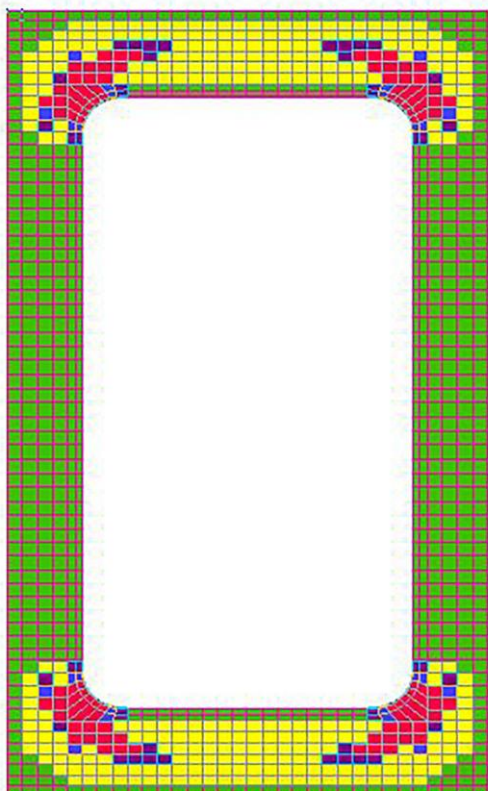
а) традиционное техническое решение



б) ССК с пространственной рамой
Толщины накладки:



2



в) рациональная ССК

Рисунок 4.28 – Окантовки обшивки

II. Оценка ресурса окантовок выреза в моделях.

Для анализа безопасного ресурса $T_{Б.Р}$ элементов окантовки выреза применяется комплексная процедура оценки допустимых напряжений и усталостной долговечности элементов авиаконструкций [116, с. 100–105]. Методика включает в себя следующие основные этапы: задание проектного ресурса планера самолёта, выбор значения коэффициента надёжности, оценка параметров цикла Земля-Воздух-Земля (ЗВЗ) – максимальное и минимальное напряжение и определение коэффициента асимметрии напряжения. В расчётах значение коэффициента надёжности принято равным 4. Оценка уровня эквивалентных напряжений типового полёта выполнена по [117, с. 71]. Оценка располагаемого значения рейтинга усталости элементов окантовки принята в соответствии с [116, с. 115]. В таблице 4.2 представлены результаты оценки безопасного ресурса конструкций.

Таблица 4.2 – Результаты расчётов безопасного ресурса

Тип расчёта КЭМ	Критерий сравнения	Традиционное решение	ССК с пространственной рамой	Новое конструктивное решение
<i>Линейный статический анализ</i>	К σ	3,54	3,54	3,54
	$T_{Б.Р}$, тыс. л.ч.	124,3	129,9	129,4
<i>Нелинейный статический анализ</i>	К σ	2,95	2,96	2,97
	$T_{Б.Р}$, тыс. л.ч.	129,7	141,2	135,1

В ходе исследования выявлено, что новое конструктивное решение фюзеляжа в зоне большого выреза, полученное в процессе топологической оптимизации, позволяет снизить массу конструкции с сохранением ресурса традиционной конструкции.

III. Оценка деформации оболочки по сечениям шпангоутов и деформации сечений.

Анализируется жёсткость оболочки по сечению силового шпангоута 10, расположенного вблизи контура выреза. На рисунке 4.29 показаны контрольные точки для расчёта обобщённых перемещений по формуле (3.7).

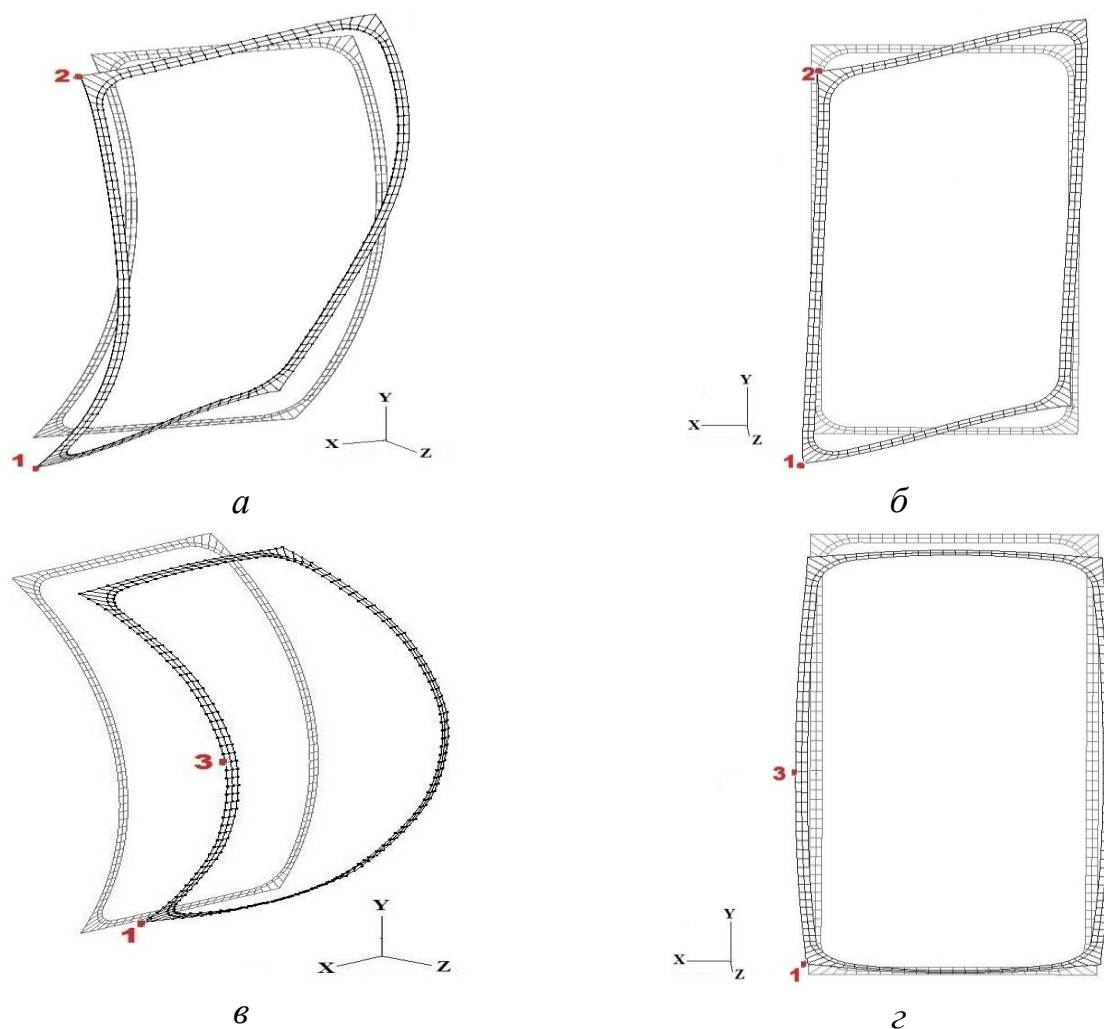


Рисунок 4.29 – Перемещения элементов КЭМ на контуре выреза с обозначением контрольных точек: *а, б* – случай нагружения $M_{кр}$; *в, г* – случай нагружения $P_{изб}$

Деформация оболочки по сечению шпангоута 10 в случае нагружения $P_{изб}$ оценивается через обобщённое перемещение C_1 , которое задаётся по относительным радиальным перемещениям точек 3 и 1.

Депланация сечения шпангоута 10 в случае нагружения $P_{изб}$ оценивается по относительным перемещениям в направлении оси x точек 3 и 1 (C_2).

Деформация оболочки по сечению шпангоута 10 в случае нагружения $M_{кр}$ оценивается по относительным радиальным перемещениям точек 1 и 2 (C_3).

Депланация сечения шпангоута 10 в случае нагружения $M_{кр}$ оценивается через относительные перемещения в направлении оси x точек 1 и 2 (C_4).

Результаты расчётов обобщённых перемещений приводятся в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Результаты расчёта обобщённых перемещений узлов КЭМ

Случай нагружения КЭМ	Критерий сравнения	Традиционное решение	ССК с пространственной рамой	Новое конструктивное решение
случай $P_{изб}$	C_1 , мм	22,19	22,77	22,73
	C_2 , мм	4,00	4,30	4,36
случай $M_{кр}$	C_3 , мм	30,76	28,41	26,46
	C_4 , мм	4,85	4,71	4,70

Результаты вычислительного эксперимента демонстрируют существенное (на 14%) повышение жёсткости фюзеляжа с рациональной ССК в зоне большого выреза в радиальном направлении при кручении оболочки (C_3).

IV. *Качественная оценка некоторых критериев для оценки перспектив использования нового конструктивного решения.*

4.1. Ожидаемые результаты по выполнению *технологических требований*:

Доступ внутрь замкнутых контуров осуществляется с помощью технологических отверстий, предусмотренных в продольных, поперечных и наклонных стенках.

4.2. *Промышленная применимость*: гражданские, боевые, военно-транспортные самолёты в зоне вырезов под люки.

4.7 Выводы по главе 4

1. Рассмотрена типовая задача проектирования отсека фюзеляжа в зоне большого выреза под люк. Выполнены исследования для традиционного технического решения, силовой схемы с пространственной тонкостенной рамой и рациональной ССК с внутренними панелями, расположенными в углах выреза.
2. Продемонстрирована работоспособность разработанной методики проектирования ССК с использованием комбинированной оптимизационной модели тела переменной плотности в результате решения типовой инженерной задачи при проектировании ССК фюзеляжа в зоне выреза под люк.
3. Отработано новое конструктивное решение усиления выреза в фюзеляже. Предложена рациональная форма окантовки обшивки. Расчёты выполнены с учётом физической и геометрической нелинейности.
4. Выполнена оценка перспектив применения нового конструктивного решения фюзеляжа в зоне большого выреза. Вычислительные эксперименты показали, что масса усиливающих вырез элементов в традиционном техническом решении может быть снижена на 17,7 % при сохранении безопасного ресурса элементов окантовки выреза.
5. В процессе проектирования конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза с учётом ограничений на обобщённые перемещения и депланацию сечений фюзеляжа установлено, что для случая нагружения $M_{кр}$ обобщённые перемещения в радиальном направлении уменьшились на 14 % относительно традиционного решения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана методика топологического проектирования конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза с использованием комбинированной оптимизационной модели, включающей в себя деформированное твёрдое тело переменной плотности. Методика объединяет процессы структурной и параметрической оптимизации, основана на поэтапном замещении в комбинированной модели элементов гипотетического материала переменной плотности силовыми элементами, реализующими принятые технические решения. Сформулированы рекомендации по анализу силовой работы конструкции фюзеляжа в комбинированной оптимизационной модели с использованием потоков главных усилий и главных касательных сил.
2. Разработан алгоритм оптимизации распределения материала в комбинированной оптимизационной модели, основанный на использовании концепции полнонапряжённости и учёте ограничений на обобщённые перемещения, контролируемые напряжения в обшивке на контуре выреза, деформации оболочки по сечениям шпангоутов и депланацию сечений.
3. Проанализирована достоверность математических моделей фюзеляжа в зоне большого выреза. Сформулированы рекомендации для адекватного моделирования конструкции фюзеляжа на ранних стадиях проектирования.
4. С использованием разработанной методики топологического проектирования на примере типового дверного выреза найдено новое конструктивное решение фюзеляжа, позволяющее снизить теоретически необходимую массу усиливающих вырез элементов на 17,7% при сохранении ресурса. Преимущество предложенной конструкции заключается в том, что разнесённые между собой на величину строительной высоты шпангоутов наружная обшивка и внутренние панели образуют вместе с соединяющими их элементами упругую систему, способную эффективно воспринимать изгибающие и крутящие моменты, возникающие на контуре выреза. Совокупность силовых элементов формирует в углах большого выреза замкнутые и полые контуры, повышающие жёсткость конструкции в зоне выреза в радиальном направлении.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ARIS – ARchitecture of integrated Information Systems (архитектура интегрированных информационных систем);

CAD – Computer Aided Design (система конструкторского проектирования);

CAE – Computer Aided Engineering (система расчётов и инженерного анализа);

CALS – Continuous Acquisition and Lifecycle Support (непрерывное сопровождение и поддержка жизненного цикла);

ESO – Evolutionary Structural Optimization (эволюционная структурная оптимизация);

PLM – Product Lifecycle Management (управление жизненным циклом продукции);

SIMP – Solid Isotropic Microstructure (or Material) with Penalization (твёрдотельный изотропный материал со штрафом);

ГКС – главные касательные силы;

ЕИП – единое информационное пространство;

КЭМ – конечно-элементная модель;

МКЭ – метод конечных элементов;

НДС – напряжённно-деформированное состояние;

ПГУ – потоки главных усилий;

ПНП – полнонапряжённный проект;

ССК – силовая схема конструкции;

ТОК – теоретически оптимальная конструкция;

УНВП – учебно-научное (исследовательское) виртуальное предприятие;

a – величина смещения сечения оболочки;

$[A_i]$ – булева матрица перехода от матрицы жёсткости i -го элемента заполнителя к глобальной матрице;

b – заданная ордината точки отсчёта для замера деформаций в исследуемом сечении оболочки;

C_j – обобщённое перемещение узлов обшивки фюзеляжа;

\bar{C}_j – допускаемое значение обобщённого перемещения узлов обшивки фюзеляжа;

C_K – безразмерный коэффициент силового фактора;

d – внешний диаметр оболочки по внутренней поверхности обшивки и диаметр шпангоута до деформации в ходе натурального эксперимента ЦАГИ;

d_k – диаметры шпангоута после деформации;

E – модуль упругости материала;

\bar{E} – модуль упругости материала при единичной плотности;

F – площадь поперечных сечений стержневых элементов;

F_{\min} – минимальное значение площади поперечных сечений стержневых элементов в поясе шпангоутов;

g – функциональное ограничение;

G – силовой фактор;

$[K]$ – глобальная матрица жёсткости конструкции;

$[K_i]$ – матрица жёсткости i -го элемента;

K_σ – коэффициент концентрации напряжений;

K_m – критерий весовой эффективности окантовки выреза;

L – функция Лагранжа;

$M_{кр}$ – крутящий момент;

M – масса заполнителя конструкции;

m_e – масса вырезанного из конструкции материала в зоне выреза;

m_∂ – теоретически необходимая дополнительная масса материала для компенсации выреза;

n_1 – количество активных переменных проектирования;

N_B – количество элементов вдоль контура отверстия;

N_x – количество элементов обшивки вдоль одной шпации шпангоутов;

$P_{изб}$ – избыточное внутреннее давление;

p – количество функциональных ограничений;

p_1 – количество ограничений на обобщённые перемещения;

$\{Q_j\}$ – вектор коэффициентов линейной комбинации перемещений узлов модели, вектор виртуальной нагрузки;

s – количество случаев нагружения;

$\{u\}$ – вектор перемещений узлов модели;

$\{u^{(q)}\}$ – перемещения модели при приложении виртуальной нагрузки;

V – объём конечного элемента;

$u_{ц.в.}$ – ордината центра поворота сечения оболочки относительно другого сечения;

δ – толщина оболочечного элемента;

ε – погрешность;

η_i – переменная составляющая объёма i -го конечного элемента;

θ – углы поворота сечений оболочки;

λ – неопределённый множитель Лагранжа;

μ – коэффициент Пуассона;

ν – номер итерации;

ξ_i – постоянная составляющая объёма i -го конечного элемента;

ρ – плотность материала;

m_i^{\min} – ограничение снизу для i -й переменной проектирования;

m_i^{\max} – ограничение сверху для i -й переменной проектирования;

$m_i^{(r)}$ – масса конечного элемента в i -м элементе заполнителя на этапе вычисления «пробного» шага с номером r ;

$m_i^{(\nu)}$ – масса конечного элемента в i -м элементе заполнителя на этапе вычисления «рабочего» шага с номером ν ;

$\bar{\sigma}$ – допускаемое напряжение материала;

$\underline{\sigma}$ – допускаемое напряжение при единичной плотности материала;

σ_{ik} – эквивалентные напряжения, вычисленные по выбранной теории прочности для i -го элемента и k -го случая нагружения;

σ_n – нормальное напряжение;

σ_T – предел текучести;

τ_{\max} – максимальное касательное напряжение.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Агапов, В. П. Метод конечных элементов в статике, динамике и устойчивости пространственных тонкостенных подкреплённых конструкций [Текст] / В. П. Агапов. – М.: Изд-во «АСВ», 2000. – 152 с.
2. Александров, А. Я. Поляризационно-оптические методы механики деформируемого тела [Текст] / А. Я. Александров, М. Х. Ахметзянов. – М.: Изд-во «Наука», 1973. – 576 с.
3. Астахов, М. Ф. Справочная книга по расчёту самолёта на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваяев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. – М.: Изд-во «Гос. изд-во оборон. пром.», 1954. – 701 с.
4. Баничук, Н. В. Прочностное проектирование и оптимизация упругопластических конструкций [Текст] / Н. В. Баничук // Механика и научно-технический прогресс. Т. 3. Механика деформируемого твёрдого тела – М.: Наука. – 1988. – С. 251–266.
5. Барсук, В. Е. Создание, деятельность и перспективные планы развития СибНИА [Текст] / В. Е. Барсук, А. Н. Серьёзов, Д. Н. Смирнов, В. Л. Чемезов // Полёт. – 2022. – № 2. – С. 3–12.
6. Болдырев, А. В. Анализ адекватности результатов конечно-элементного моделирования фюзеляжа в зоне большого выреза / А. В. Болдырев, М. В. Павельчук // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2023. – Т. 26. – № 4. – С. 64–76.
7. Болдырев, А. В. Методика обучения топологическому проектированию конструкций на основе моделей тела переменной плотности / А. В. Болдырев, М. В. Павельчук // Онтология проектирования. – 2016. – Т. 6. – № 4(22). – С. 501–513.
8. Болдырев, А. В. Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жёсткости [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров // Вестн. Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. – 2006. – № 1. – С. 42–47.
9. Болдырев, А. В. Проектирование силовой схемы фюзеляжа самолёта в зоне большого выреза [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров // Полёт. – 2016. – № 8–9. – С. 21–26.

10. Болдырев, А. В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев // Полёт. – 2009. – № 11. – С. 23–28.
11. Болдырев, А. В. Развитие методики проектирования силовых схем авиационных конструкций с использованием модели тела переменной плотности / А. В. Болдырев, М. В. Павельчук // Известия Самарского научного центра РАН. – 2013. – Т. 15. – № 6(3). – С. 603–606.
12. Болдырев, А. В. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза / А. В. Болдырев, М. В. Павельчук, Р. Н. Синельникова // Вестник Московского авиационного института. – 2019. – Т. 26. – № 3. – С. 62–71.
13. Болдырев, А. В. Разработка методов проектирования силовых авиационных конструкций на основе моделей деформируемого твёрдого тела переменной плотности [Текст]: дисс. ... д-ра. техн. наук: 05.07.02/ Болдырев Андрей Вячеславович. – Самара: СГАУ, 2012. – 248 с.
14. Болдырев, А. В. Структурная оптимизация силовых конструкций с учётом требований устойчивости [Текст] / А. В. Болдырев // Известия РАН. Механика твёрдого тела. – 2012. – № 1. – С. 132–140.
15. Болдырев, А. В. Топологическая оптимизация силовых конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев // Известия Самарского научного центра РАН. – 2011. – Т. 13. – № 1(3). – С. 670–673.
16. Болдырев, А. В. Учебные задания на проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст]: свидетельство о государственной регистрации базы данных / А. В. Болдырев, В. А. Комаров, М. В. Павельчук. Российская Федерация. – М.: РОСПАТЕНТ. – № 2016620151; зарег. 02.02.2016; опубл. 20.02.2016. – 1 с.
17. Болдырев, А. В. Учёт статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров, М. Ю. Лаптева, К. Ф. Попович // Полёт. – 2008. – № 1. – С. 34–39.

18. Болдырев, А. В. Формализация проектирования силовых схем авиационных конструкций на основе процессного подхода / А. В. Болдырев, М. В. Павельчук // Автоматизация. Современные технологии. – 2015. – № 5. – С. 37–39.
19. Болдырев, А. В. Применение модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования крыльев [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров // Учёные записки ЦАГИ. – 2011. – Т. XLII. – № 1. – С. 94–104.
20. Боргест, Н. М. Иерархические и ассоциативные связи между терминами в тезаурусе на примере словаря проектанта [Текст] / Н. М. Боргест, Д. В. Шустова, С. Р. Гиматдинова // Вестн. Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – № 2(33). – С. 228–236.
21. Борисов, В. В. Метод синтеза конечно-элементной модели усиленного шпангоута фюзеляжа [Текст] / В. В. Борисов, В. В. Сухов // Механіка гіроскопічних систем. – 2013. – № 26. – С. 80–89.
22. Бурнышева, Т. В. О рациональном проектировании окантовок люков отсека космического летательного аппарата [Текст] / Т. В. Бурнышева, О. А. Штейнбрехер // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – Вып. 9 – С. 4.
23. Бурнышева, Т. В. Рациональное проектирование толщин окантовок люков отсека космического летательного аппарата [Текст] / Т. В. Бурнышева, О. А. Штейнбрехер // XLI Академические чтения по космонавтике, 24–27 января 2017 г.: сб. тез., посвящ. памяти академика С.П. Королёва и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. – Москва: изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. – С. 40.
24. Ван, Ч. Ц. Критерий оптимизации тонкостенных конструкций по жёсткости с учётом нагрева и нелинейных деформаций [Текст] / Ван Ч. Ц., Кретов А. С., Шатаев П. А. // Всерос. науч.-практич. конф. с междунар. участием «Новые технологии, материалы и оборудование Российской авиакосмической отрасли»: сб. тр. конф. – Казань: КГТУ, 2018. – С. 5–9.
25. Вейсхаар, Т. А. Человеческий фактор в проектировании авиационных конструкций [Текст] / Т. А. Вейсхаар, В. А. Комаров // Полёт. – 1998. – № 1. – С. 17–23.

26. Верификационный отчёт по программному комплексу ЛИРА 10 [Текст]: Верификационные примеры. – Т. 2. – М.: МГСУ, 2016. – 119 с.
27. Войт, Е. С. Проектирование конструкций самолётов [Текст] / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин. – М.: Машиностроение. – 1987. – 416 с.
28. Воронков, Р. В. Испытания на живучесть отсека гермофюзеляжа пассажирского самолёта [Текст]: ст. в сб. тр. науч.-технич. конф. «Прочность конструкций летательных аппаратов», Жуковский, ЦАГИ, 31 мая – 1 июня 2018 г.; отв. ред. М. Ч. Зиченков / Р. В. Воронков, В. Л. Гончарук, Г. П. Егоров, Н. И. Ковалёв, Д. А. Садчиков, В. М. Син, Л. П. Филичкина // Труды ЦАГИ. – 2018. – № 2782. – С. 121–123.
29. Гайнутдинов, В. Г. О построении диаграмм ограничений при определении проектных параметров жёсткости и прочности ферменного заполнителя [Текст] / В. Г. Гайнутдинов, Т. Ю. Гайнутдинова, И. Н. Абдуллин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. – Т. 17. – № 4. – С. 27–36.
30. Гайнутдинов, В. Г. Проектирование тонкостенной конструкции максимальной жёсткости с учётом потери устойчивости панелей [Текст] / В. Г. Гайнутдинов, Э. М. Соркин // Известия вузов. Авиационная техника. – 2004. – № 1. – С. 3–5.
31. Галкин, С. И. Кручение круговой каркасированной цилиндрической оболочки с подкрепленным прямоугольным вырезом с учетом упругости шпангоутов [Текст] / С. И. Галкин // Труды конф. по теории пластин и оболочек. – Вып. 1. – Казань: Казанск. ун-т, 1961. – С. 92–100.
32. Галкина, Н. С. О концентрации напряжений около отверстий в пластинах с приклеенными накладками [Текст] / Н. С. Галкина, В. И. Гришин // Учёные записки ЦАГИ. – 1978. – Т. IX. – № 1. – С. 137–141.
33. Голованов, А. И. Метод конечных элементов в статике и динамике тонкостенных конструкций [Текст] / А. И. Голованов, О. Н. Тюленева, А. Ф. Шигабутдинов. – М.: ФИЗМАТЛИТ. – 2006. – 392 с.

34. Городецкий, А. С. Компьютерные модели конструкций [Текст] / А. С. Городецкий, И. Д. Евзеров. – Киев: Изд-во «Факт». – 2005. – 344 с.
35. Гудков, А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов [Текст] / А. И. Гудков, П. С. Лешаков; под ред. К. А. Жекова. – М.: Машиностроение. – 1968. – 470 с.
36. Гузь, А. Н. Методы расчёта оболочек. В 5-и т. Т.1. Теория тонких оболочек, ослабленных отверстиями [Текст] / А. Н. Гузь, И. С. Чернышенко, Вал. Н. Чехов, Вик. Н. Чехов, К. И. Шнеренко; под общ. ред. акад. АН УССР А. Н. Гузя. – Киев: Изд-во «Наукова думка». – 1980. – 636 с.
37. Гузь, А. Н. Цилиндрические оболочки, ослабленные отверстиями [Текст] / А. Н. Гузь, И. С. Чернышенко, Вал. Н. Чехов, Вик. Н. Чехов, К. И. Шнеренко; под ред. чл.-корр. АН УССР А. Н. Гузя. – Киев: Изд-во «Наукова думка». – 1974. – 272 с.
38. Данилин, А. И. Избирательное повышение жёсткости – путь к эффективным конструкциям [Текст] / А. И. Данилин // Известия Самарского научного центра РАН. – 2013. – Т. 15. – № 6(3). – С. 647–653.
39. Дзюба, А. С. Методология применения современных расчётных технологий к отработке статической прочности авиаконструкций [Текст]: ст. в сб. тр. науч.-технич. конф. «Прочность конструкций летательных аппаратов», Жуковский, ЦАГИ, 31 мая – 1 июня 2018 г.; отв. ред. М. Ч. Зиченков / А. С. Дзюба, Ю. И. Дударьков, Е. А. Левченко, М. В. Лимонин, С. А. Цой, А. Г. Яшутин // Труды ЦАГИ. – 2018. – № 2782. – С. 7.
40. Дмитриев, В. Г. Исследование устойчивости тонкостенных несущих элементов авиационных конструкций с большими прямоугольными вырезами методами вычислительного эксперимента [Текст] / В. Г. Дмитриев, О. В. Егорова, С. И. Жаворонок, Л. Н. Рабинский // Известия вузов. Авиационная техника. – 2018. – № 2. – С. 18–26.
41. Долотовский, А. В. СибНИА имени С.А. Чаплыгина на острие прогресса: участие в программе SSJ-100 [Текст] / А. В. Долотовский, В. А. Терехин, В. И. Шевяков, В. Х. Сахин, О. В. Митрофанов // Полёт. – 2022. – № 2. – С. 13–18.

42. Доронин, С. В. Оценка вычислительной ошибки решения задачи о растяжении пластины с дуговым вырезом [Текст] / С. В. Доронин, А. Н. Роголёв // Вестник машиностроения. – 2015. – № 1. – С. 24–27.
43. Доронин, С. В. Сравнительный анализ аналитических и численных оценок напряжённо-деформированного состояния элементов конструкций [Текст] / С. В. Доронин, А. Н. Роголёв, Е. М. Рейзмунт // Проблемы машиностроения и надёжности машин. – 2017. – № 4. – С. 54–59.
44. Дубовиков, Е. А. Сравнительный весовой анализ отсеков фюзеляжа с различными конструктивно-силовыми схемами [Текст] / Е. А. Дубовиков, И. О. Кондаков, В. П. Фомин, А. Н. Шаныгин // Учёные записки ЦАГИ. – 2019. – Т. 50. – № 3. – С. 74–86.
45. Ендогур, А. И. Конструкция самолётов. Конструирование агрегатов планера [Текст] / А. И. Ендогур. – М.: МАИ-ПРИНТ. – 2012. – 496 с.
46. Ермаков, И. С. Численное решение задач о концентрации напряжений в тонких, ослабленных круговыми отверстиями, стеклопластиковых пластинах при одноосном растяжении [Текст] / И. С. Ермаков // 18-я Междунар. конф. «Авиация и космонавтика – 2019»: сб. тезис. докл. – М.: МАИ, 2019. – С. 189.
47. Железнов, Л. П. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости композитного отсека фюзеляжа самолета при поперечном изгибе [Текст] / Л. П. Железнов, А. Н. Серьёзов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2021. – № 10 (739). – С. 106–116.
48. Железнов, Л. П. Нелинейное деформирование и устойчивость композитного отсека фюзеляжа самолета при кручении [Текст] / Л. П. Железнов, А. Н. Серьёзов // Полёт. – 2021. – № 3. – С. 11–20.
49. Железнов, Л. П. Нелинейное деформирование и устойчивость композитного отсека фюзеляжа самолета при чистом изгибе [Текст] / Л. П. Железнов, А. Н. Серьёзов // Известия вузов. Авиационная техника. – 2021. – № 3. – С. 22–30.

50. Замула, Г. Н. Способы повышения весовой эффективности применения композитных конструкций [Текст] / Г. Н. Замула, К. А. Колесник // Полёт. – 2018. – № 10. – С. 14–24.
51. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике [Текст] / О. Зенкевич; пер. с англ.; под ред. Б. Е. Победря. – М.: Мир, 1975. – 541 с.
52. Зинченко, В. И. Конструкция и эксплуатация самолёта Ту-154Б (планер, шасси, системы) [Текст] / В. И. Зинченко. – СПб.: Академия ГА, 1998. – 89 с.
53. Зиченков, М. Ч. Новый подход к созданию лёгких и надёжных силовых композитных авиаконструкций [Текст] / М. Ч. Зиченков, И. О. Кондаков, А. Н. Шаныгин // Научный вестник МГТУ ГА. – 2016. – Т. 19. – № 6. – С. 127 – 136.
54. Зиченков, М. Ч. Развитие методов анализа и исследования прочности авиационных конструкций [Текст] / М. Ч. Зиченков, А. С. Дзюба, С. В. Дубинский, М. В. Лимонин, С. Э. Парышев, А. В. Панков // Полёт. – 2018. – № 11. – С. 87–105.
55. Иванова, Е. А. Алгоритм и результаты проектирования нерегулярных конструкций с заданным уровнем концентрации напряжений [Текст] / Е. А. Иванова, В. Г. Матвеев, В. П. Пересыпкин // Современные проблемы информатики, вычислительной техники и автоматизации: сб. тез. докл. конф., посвящённой дню советской науки. – Горький: ГГУ, 1988. – С. 12–13.
56. Казаринов, Ю. И. Прочность элементов конструкций с вырезами и повреждениями [Текст]: монография / Ю. И. Казаринов. – Тюмень: ТИУ, 2017. – 188 с.
57. Каледин, В. О. Применение математического моделирования в проектировании анизотропных сетчатых силовых конструкций нерегулярной структуры / В. О. Каледин, Т. В. Бурнышева, О. А. Штейнбрехер // Информационные Технологии и Нанотехнологии (ИТНТ-2017), 25–27 апреля 2017 г.: сб. тр. III Междунар. конф. и молодёжн. шк. – Самара: изд-во «Новая техника», 2017. – С. 1051–1058.
58. Карякин, В. Б. Улучшение использования материала подкрепления выреза в цилиндрической оболочке [Текст] / В. Б. Карякин, Х. С. Хазанов // Всесоюзная

конф. «Проблемы снижения материалоемкости силовых конструкций»: сб. тезис. докл. – Горький: ГГУ, 1984. – С. 48.

59. Касаткин, Б. С. Экспериментальные методы исследования деформаций и напряжений [Текст]: справ. пособ. / Б. С. Касаткин, А. Б. Кудрин, Л. М. Лобанов, В. А. Пивторак, П. И. Полухин, Н. А. Чиченев. – Киев: Изд-во «Наукова думка». – 1981. – 583 с.

60. Козлов, Д. М. Моделирование конструкции планера самолёта для весовых расчётов на ранних стадиях проектирования [Текст] / Д. М. Козлов, В. А. Комаров, В. Н. Майнсков, О. Н. Попов, Г. А. Резниченко // Техника воздушного флота. – 1999. – Т. 73. – № 4-5. – С. 31–37.

61. Козлов, Д. М. Об оценке эффективности силовой работы некоторых типовых элементов тонкостенных конструкций [Текст] / Д. М. Козлов // Известия Самарского научного центра РАН. – 2013. – Т. 15. – № 6(3). – С. 700–709.

62. Комаров, А. А. Основы проектирования силовых конструкций [Текст] / А. А. Комаров. – Куйбышев: Куйбышевск. книжн. изд-во. – 1965. – 88 с.

63. Комаров, В. А. АОС и инженерная интуиция [Текст] / В. А. Комаров, А. В. Соловов // Вестник высшей школы. – 1986. – № 2. – С. 30–33.

64. Комаров, В. А. Безразмерный критерий силового совершенства конструкций [Текст] / В. А. Комаров // Известия РАН. Механика твёрдого тела. – 2018. – № 4. – С. 34–47.

65. Комаров, В. А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы [Текст] / В. А. Комаров // Полёт. – 2000. – №1. – С. 31–39.

66. Комаров, В. А. Компьютерные тренажёры для конструкторов [Текст] / В. А. Комаров, А. А. Черепашков // Полёт. – 1999. – № 8. – С. 31–36.

67. Комаров, В. А. Повышение жёсткости конструкций топологическими средствами [Текст] / В. А. Комаров // Вестн. Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. – 2003. – № 1 (3). – С. 24–37.

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

69. Комаров, В. А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы [Текст] / В. А. Комаров // Онтология проектирования. – 2017. – Т. 7. – № 2(24). – С. 191–206.
70. Комаров, В. А. Рациональное проектирование силовых авиационных конструкций [Текст]: дисс. ... д-ра. техн. наук: 05.07.02/Комаров Валерий Андреевич. – Москва: МАИ, 1974. - 329 с.
71. Комаров, В. А. Точное проектирование [Текст] / В. А. Комаров // Онтология проектирования. – 2012. – № 3(5). – С. 8–23.
72. Кондаков, И. О. Разработка и валидация методики расчетного анализа прочности сетчатых композитных конструкций фюзеляжа [Текст] / И. О. Кондаков // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2016. – Т. 19. – № 6. – С. 137–146.
73. Корнеев, В. М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов [Текст] / В. М. Корнеев. – Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
74. Кучеров, В. П. Основы технологии производства самолёта Ил-114 [Текст] / В.П. Кучеров. – Самара: изд-во Самарского ун-та, 2017. – 352 с.
75. Лаптева, М.Ю. Прогнозирование деформаций крыла: обеспечение достоверности [Текст] / М. Ю. Лаптева // Известия Самарского научного центра РАН. – 2010. – Т. 12. – № 1(2). – С. 412–416.
76. Лизин, В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В.Т. Лизин, В. А. Пяткин. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1994. – 384 с.
77. Липин, Е. К. Алгоритм оптимизации силовых конструкций по условиям прочности с компенсацией нарушенных ограничений [Текст] / Е. К. Липин, В. М. Фролов, В. В. Чедрик, А. Н. Шаныгин // Учёные записки ЦАГИ. – 1988. – Т. XIX. – № 1. – С. 58–66.
78. Липин, Е. К. Применение критериев оптимальности для решения задачи оптимизации конструкций при ограничениях на напряжения и перемещения [Текст] / Е. К. Липин, В. В. Чедрик // Учёные записки ЦАГИ. – 1989. – Т. XX. – № 4. – С. 73–83.

79. Лисейцев, Н. К. Методологические основы и направления совершенствования процесса проектирования самолётов [Текст] / Н. К. Лисейцев, А. М. Матвеев, В. Н. Овчаренко // Известия вузов. Авиационная техника. – 2017. – № 3. – С.15–21.
80. Мавлютов, Р. Р. Концентрация напряжений в элементах авиационных конструкций [Текст] / Р. Р. Мавлютов. – М.: Изд-во «Наука». – 1981. – 141 с.
81. Матвеев, В. Г. Инженерный метод проектирования тонкостенных конструкций с учётом технологических требований [Текст] / В. Г. Матвеев, В. П. Пересыпкин // Методы выбора рациональных проектно-конструкторских решений в процессе создания самолётов: тематич. сб. науч. тр. ин-та. – М.: МАИ, 1983. – С. 70–75.
82. Миргородский, Ю. С. Нелинейный подход при анализе прочности обшивочных структур нетрадиционных КСС / Ю. С. Миргородский // I-я Междунар. науч.-технич. конф. «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения», ОУЦ «Алушта» МАИ, Федеральная территория «Сириус», 29 августа – 9 сентября 2022 г.: сб. тезис. докл. – Москва: Изд-во «Перо», 2022. – С. 90–91.
83. Михлин, С.Г. Погрешности вычислительных процессов [Текст] / С. Г. Михлин. – Тбилиси: изд-во Тбилис. ун-та, 1983. – 260 с.
84. МС-21 – передовые технологии, воплощённые в самолёт [Текст] // Крылья Родины. – 2016. – № 6. – С. 10–23.
85. Нестеренко, Б. Г. Ресурс конструкций стареющих транспортных самолётов [Текст] / Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко // Научный вестник МГТУ ГА. – 2014. – № 199. – С. 11 – 22.
86. Никитина, Н. Е. Теоретическое и экспериментальное исследование концентрации напряжений при растяжении пластины с вырезом [Текст] / Н. Е. Никитина, С. В. Казачек // Проблемы машиностроения и надёжности машин. – 2008. – № 1. – С. 44–48.

87. Никифоров, А. К. О методах и алгоритмах многодисциплинарной оптимизации силовых конструкций [Текст] / А. К. Никифоров, В. В. Чедрик // Учёные записки ЦАГИ. – 2007. – Т. XXXVIII. – № 1-2. – С. 129–143.
88. Никифоров, А. К. Применение метода нелинейного программирования в задаче оптимизации подкреплённых панелей по условиям прочности и устойчивости [Текст] / А. К. Никифоров, В. В. Чедрик // Труды ЦАГИ. – 1997. – № 2628. – С. 47.
89. Образцов, И. Ф. Развитие теории пластин и оболочек при создании конструкций современных летательных аппаратов [Текст] / И. Ф. Образцов // Теория и практика проектирования пассажирских самолётов. – М.: Наука. – 1976. – С. 61–73.
90. Оганесян, П. А. Оптимизация топологии конструкций в пакете ABAQUS [Текст] / П. А. Оганесян, С. Н. Шевцов // Известия Самарского научного центра РАН. – 2014. – Т. 16. – № 6(2). – С. 543–549.
91. ОСТ 1 02785-2009 Воздушные суда гражданской авиации. Эксплуатационно-технические характеристики. Общие требования [Текст]: авиационный стандарт. – Введ. 2010-07-01. – М.: Изд-во ФГУП «НИИСУ», 2010. – 29 с.
92. Павельчук, М. В. Экономическая оценка стоимости внедрения автоматизированных CAD/PDM-систем на предприятиях ракетно-космического комплекса [Текст] / М. В. Павельчук // Автоматизация и современные технологии. – 2013. – № 7. – С. 36–38.
93. Пат. DE 102009057010 A1, Германия, МПК В64С 1/14. Door panel arrangement for fuselage structure of aircraft, has door panel including rear structure with door frame, which limits door cutout for receiving aircraft door, where center section of cutout is arranged between fuselage frames [Текст] / Weber M. J., Machunze W., Prowe J.-U., Joern P., Meyer L.; заявитель и патентообладатель Airbus Defence and Space GmbH; – № DE20091057010 20091204; заявл. 04.12.2009; опубл. 09.06.2011.– 11 с.

94. Пат. RU 2573692 С2, Российская Федерация, МПК В64С 1/06, В64С 1/14. Внутренняя конструкция летательного аппарата из композиционного материала [Текст] / Аревало Родригес Э., Крус Домингес Ф.Х.; заявитель и патентообладатель Эйрбас Оперейшнз С.Л. (Испания); – № 2013103798/11; заявл. 30.06.2011; опубл. 27.01.2016, Бюл. № 3. – 19 с.
95. Пат. RU 2424945 С2, Российская Федерация, МПК В64С 1/14. Дверное обрамление для летательного аппарата [Текст] / Лярше Д.; заявитель и патентообладатель Эрбюс Франс (Франция); – № 2009107165/11; заявл. 26.07.2007; опубл. 27.07.2011, Бюл. № 21. – 14 с.
96. Пат. RU 2646175 С1, Российская Федерация, МПК В64С 1/14. Отсек фюзеляжа летательного аппарата с вырезом под люк [Текст] / Болдырев А.В., Комаров В.А., Павельчук М.В.; заявитель и патентообладатель Самарск. нац. исследоват. ун-т им. акад. С.П. Королёва; – № 2016150351; заявл. 20.12.2016; опубл. 01.03.2018, Бюл. № 7. – 11 с.
97. Пат. US 9067670 В2, США, МПК В64С 1/00, В64С 1/14. Frame for an opening provided in an aircraft fuselage [Текст] / Dugerie M., Gallant G., Delahaye R.; заявитель и патентообладатель Airbus Operations SAS (Тулуза, Франция); – № 13/380704; заявл. 25.06.2010; опубл. 30.06.2015. – 9 с.
98. Пат. US 6443392 В2, США, МПК В64С 1/10. Monolithic structure with redundant load paths [Текст] / Weber G. R., Feiertag F.J., Boss T.G., Reberg M.J., Anderson M.L., Meloy K.W., Mizushima G., Kawase T., Hitzeman R., Walter S.R.; заявитель и патентообладатель Компания Боинг (Сиэтл, Вашингтон); – № 09/778359; заявл. 07.02.2001; опубл. 03.09.2002. – 14 с.
99. Пеньков, Е. А. Автоматизация формирования сложных конструктивно-силовых схем [Текст] / Е. А. Пеньков // Полёт. – 2007. – № 1. – С. 40–48.
100. Пересыпкин, В. П. Некоторые прикладные аспекты метода конечных элементов в расчётах авиационных конструкций [Текст] / В.П. Пересыпкин: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.03 / Пересыпкин Владимир Павлович. – Куйбышев: КуАИ, 1979. – 209 с.

101. Погосян, М. А. Проектирование самолётов [Текст] / М. А. Погосян, Н. К. Лисейцев, Д. Ю. Стрелец, В. А. Киселёв, А. З. Тарасов, О. С. Долгов, Э. Н. Дудар, В. П. Тимошенко, Н. А. Ерёмин, Е. А. Пеньков, В. А. Клягин, Л. Г. Фортинов, А. М. Хайров. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 864 с.
102. Подорожный, А. А. Исследование работы тонкостенных панелей с вырезами [Текст] / А. А. Подорожный // Труды ЦАГИ. – 1939. – Вып. 454. – 32 с.
103. Полоник, Е. Н. Автоматизация расчётов усталостной долговечности элементов авиаконструкций с геометрическими концентраторами напряжений [Текст] / Е. Н. Полоник, Е. А. Суренский, А. А. Федотов // Труды МАИ. – 2016. – № 86. – С. 1–11.
104. Пригоровский, Н. И. Методы и средства определения полей деформаций и напряжений [Текст] / Н. И. Пригоровский. – М.: Машиностроение. – 1983. – 248с.
105. Программный комплекс Structure CAD для Windows 95/98/NT [Текст]: контрольные примеры. – Руководство пользователя. – Киев: SCAD Group, 2000. – 132 с.
106. Разин, А. Ф. Рациональное подкрепление люков в композитных сетчатых конструкциях [Текст] / А. Ф. Разин, В. О. Каледин // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. – 2002. – Вып. 3(129). – С. 36–38.
107. Репин, В. В. Процессный подход к управлению. Моделирование бизнес-процессов [Текст] / В. В. Репин, В. Г. Елиферов. – М.: РИА «Стандарты и качество», 2004. – 408 с.
108. Рудых, Г. Н. Прочность цилиндрической авиационной оболочки в области длинного выреза [Текст] / Г. Н. Рудых // Труды ЦАГИ. – 1959. – Вып. 732. – 106с.
109. Рудаков, К. Н. Femap 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций [Текст] / К. Н. Рудаков. – К.: КПИ. – 2011. – 317 с.
110. Рычков, С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran [Текст] / С. П. Рычков. – М.: ДМК Пресс. – 2013. – 784 с.

111. Савин, Г. Н. Распределение напряжений около отверстий [Текст] / Г. Н. Савин. – Киев: Изд-во «Наукова думка». – 1968. – 888 с.
112. Савин, С. П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолётов семейства МС-21 [Текст] / С. П. Савин // Известия Самарского научного центра РАН. – 2012. – Т. 14. – № 4(2). – С. 686–693.
113. Сафронов, В. С. Учёт требований живучести конструкции при проектировании оболочечных конструкций летательных аппаратов [Текст] / В. С. Сафронов // Авиакосмическое приборостроение. – 2015. – № 9. – С. 17–25.
114. Серьёзов, А. Н. Роль эксперимента при обеспечении ресурса самолётов [Текст] / А. Н. Серьёзов, В. К. Белов // Полёт. – 2008. – № 8. – С. 111–116.
115. Склезнев, А. А. Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой [Текст] / А. А. Склезнев, А. А. Червяков, И. Г. Агапов // Научный вестник МГТУ ГА. – 2022. – Т. 25. – № 4. – С. 70-82.
116. Стрижиус, В. Е. Методы расчёта усталостной долговечности элементов авиаконструкций [Текст] / В. Е. Стрижиус. – М.: Машиностроение. – 2012. – 272 с.
117. Стрижиус, В. Е. Методы расчёта на усталость элементов авиационных конструкций при многоосном нагружении [Текст] / В. Е. Стрижиус // Научный вестник МГТУ ГА. – 2013. – № 187. – С. 65 – 73.
118. Сысоева, В. В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций [Текст] / В. В. Сысоева, В. В. Чедрик // Учёные записки ЦАГИ. – 2011. – Т. XLII. – № 2. – С. 91–102.
119. Туктаров, С. А. Интеграция методов оптимизации топологии и размеров конструкции с учётом требований по прочности и жёсткости [Текст] / С. А. Туктаров, В. В. Чедрик // XII Всерос. съезд по фундаментал. пробл. теоретич. и прикладн. мех. (Уфа, 19–24 августа 2019 года): сб. тр. конф. в 4-х т. – Уфа: БашГУ, 2019. – С. 1368–1370.

120. Тун Лин Хтет Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа [Текст] / Тун Лин Хтет, П. В. Просунцов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2023. – № 2. – С. 84–95.
121. Фомин, В. П. Расчёт цилиндрических подкреплённых оболочек с учётом нелинейного поведения элементов конструкции [Текст] / В. П. Фомин // Учёные записки ЦАГИ. – 1980. – Т. XI. – № 1. – С. 72–80.
122. Фролов, О. А. Концентрация напряжений в цилиндрической оболочке, ослабленной вырезом [Текст] / О. А. Фролов // Тр. конф. по теории пластин и оболочек. – Вып. 1. – Казань: Казанск. ун-т, 1961. – С. 408–413.
123. Фрохт, М. М. Фотоупругость: поляризационно-оптический метод исследования напряжений [Текст] / М. М. Фрохт. Пер. с англ. М. Ф. Бокштейн, Ю. Ф. Красонтовича и А. К. Прейсс; под ред. проф. Н. И. Пригоровского. – Т. 1. – М. – Л.: Изд-во ОГИЗ, 1948. – 432 с.
124. Халиулин, В. И. Технология сборки металлических и композитных конструкций [Текст] / В. И. Халиулин, С. Р. Ибатуллина. – Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2014. – 108 с.
125. Хлебутин, Н. В. Экспериментальное исследование напряжений и деформаций при кручении цилиндрической каркасированной оболочки с прямоугольным вырезом [Текст] / Н. В. Хлебутин // Труды ЦАГИ. – 1961. – Вып. 816. – 67 с.
126. Чедрик, В. В. Применение методов критериев оптимальности и последовательного квадратичного программирования для решения задачи минимизации веса конструкции [Текст] / В. В. Чедрик, А. Пхио // Труды МФТИ. – 2018. – Т. 10. – № 2. – С. 146–152.
127. Чекрыжев, Н. В. Самолёт Ан-124. Конструкция фюзеляжа и крыла [Текст] / Н. В. Чекрыжев. – Самара: изд-во СГАУ, 2015. – 76 с.
128. Чепурных, И. В. Прочность конструкций летательных аппаратов [Текст] / И. В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: КнАГТУ, 2013. – 137 с.

129. Черепашков, А.А. Методы и средства обучения автоматизированному проектированию в машиностроении [Текст]: дисс. ... д-ра. техн. наук: 05.13.12/ Черепашков Андрей Александрович. – Самара: СГАУ, 2014. – 434 с.
130. Чернышёв, С. Л. Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкций ЛА [Текст] / С. Л. Чернышёв, М. Ч. Зиченков, Ф. З. Ишмуратов, В. В. Чедрик // Чебышевский сборник. – 2017. – Т. 18. – № 3 (63). – С. 482–499.
131. Чумаченко, Е. Н. Математическое моделирование в нелинейной механике. [Текст]: обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем / Е. Н. Чумаченко, Т. В. Полякова, С. А. Аксёнов, С. А. Бобёр, И. В. Логашина, В. Н. Корзо, О. С. Ерохина. – М.: ИКИ РАН, 2009. – 44 с.
132. Шунаев, В.П. Времена прочности ОКБ Туполева [Текст] / В. П. Шунаев. – М.: изд-во «Эдитус». – 2019. – 400 с.
133. Щербань, К.С. Ресурсные испытания натуральных конструкций самолётов [Текст] / К. С. Щербань. – М.: ФИЗМАТЛИТ. – 2009. – 236 с.
134. Яшутин, А. Г. Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчётов прочности самолёта [Текст] / А. Г. Яшутин, Е. А. Суренский // Труды МАИ. – 2014. – Вып. № 74. – С. 3.
135. Bendsoe, M. P. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method [Text] / M. P. Bendsoe, N. Kikuchi // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. – 1988. – V. 71. – №. 2. – P. 197–224.
136. Boldyrev, A. V. Evaluation of anisogrid composite lattice structures weight effectiveness using the load-carrying factor / A. V. Boldyrev, D. M. Kozlov, M. V. Pavelchuk // Procedia Engineering. – 2017. – V. 185. – P. 153–159.
137. Bondarenko, D. O. Estimation of fatigue durability in a zone of a joint of loops of fastening of the back luggage hatch of the passenger plane [Text] / D. O. Bondarenko, K. M. Rudakov // Вісник НТУУ "КПІ". – 2013. – № 2 (68). – С. 32–37.
138. Bruhn, E. F. Analysis and design of flight vehicle structures [Text] / E. F. Bruhn. – 2nd edition. – USA: Tri-State Offset Company, 1973. – 996 p.

139. Deaton, J. D. A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000 [Text] / J. D. Deaton, R. V. Grandhi // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2014. – V. 49. – P. 1–38.
140. Eschenauer, H.A. Topology optimization of continuum structures: A review [Text] / H.A. Eschenauer, N. Olhoff // *Applied Mechanics Reviews*. – 2001. – V. 54. – №. 4. – P. 331–389.
141. Fleury, C. Unified approach to structural weight minimization [Text] / C. Fleury // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. – 1978. – V. 20. – No 1. – P. 17–38.
142. FIDESYS – система прочностного анализа [Текст]: отчёт по тестированию v. 1.6. – CAE Fidesys. – 297 с.
143. Hsu, M.-H. Interpreting three-dimensional structural topology optimization results [Text] / M.-H. Hsu, Y.-L. Hsu // *Computers and Structures*. – 2005. – V. 83. – P. 327–337.
144. Keerthi, U. Numerical studies on effect of some design variables in the design of large cutouts in aircraft [Text] / U. Keerthi, S. S. Subramanya Sastry, T. V. Nagarajan // *International Journal of Scientific Engineering and Applied Science (IJSEAS)*. – 2016. – V. 2. – I. 5. – P. 75–79.
145. Kretov, A. S. The initial weight estimation of new aircraft design solutions [Text] / A. S. Kretov // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering; 4th International Conference on Aeronautical Materials and Aerospace Engineering (AMAE 2020), Chengdu, China, 14 – 17 May, 2020*. – P. 1–7.
146. Liu, J. A survey of manufacturing oriented topology optimization methods [Text] / J. Liu, Y. Ma // *Advances in Engineering Software*. – 2016. – V. 100. – P. 161–175.
147. Liu, S. A realization method for transforming a topology optimization design into additive manufacturing structures [Text] / S. Liu, Q. Li, J. Liu, W. Chen, Y. Zhang // *Engineering*. – 2018. – V. 4. – P. 277–285.
148. Ma, J. Reinforcement and analysis of cabin door rear structure of a certain type of large aircraft with composite fuselage [Text] / J. Ma, Y. Wang, Y.-X. Zhao, J.-W. He // *Gongcheng Lixue / Engineering Mechanics*. – 2016. – V. 33. – P. 296–300.

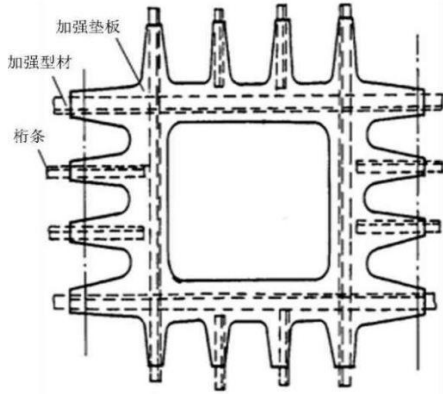
149. New Directions in Optimum Structural Design [Text] / M. S. Anderson, J.-L. Arman, J. S. Arora; edited by E. Artrek, R. G. Gallagher, K. M. Ragsdell, O. K. Zenkevich. – New York, et al.: John Wiley & Sons, 1984. – 727 p.
150. Niu, M.C.Y. Airframe structural design [Text]: practical design information and data on aircraft structures / M.C.Y. Niu. – Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. – 612p.
151. Papapetrou, V. S. Stiffness-based optimization framework for the topology and fiber paths of continuous fiber composites [Text] / V.S. Papapetrou, C. Patel, A.Y. Tamijani // Composites Part B. – 2020. – V. 183. – P. 1–15.
152. Perelmuter, A. V. Whether we are ready to proceed to a nonlinear analysis at designing? [Text] / A.V. Perelmuter, V.V. Tur // International Journal for Computational Civil and Structural Engineering. – 2017. – T. 13. – V. 3. – P. 86–102.
153. Rozvany, G.I.N. A critical review of established methods of structural topology optimization [Text] / G.I.N. Rozvany // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2009. – V. 37. – №. 3. – P. 217–237.
154. Saitou, K. A survey of structural optimization in mechanical product development [Text] / K. Saitou, K. Izui, S. Nishiwaki, P. Papalambros // Journal of Computing and Information Science in Engineering. – 2005. – V. 5. – №. 3. – P. 214–226.
155. Schuhmacher, G. Optimization Assisted Structural Design Of A New Military Transport Aircraft [Text] / G. Schuhmacher, M. Stettner, R. Zotemantel, O. O'Leary, M. Wagner // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, 30 August – 1 September, 2004. – pp. 3803–3811.
156. Seeger, J. Structural optimization of composite aircraft panels with large cutouts [Text] / J. Seeger, K. Wolf // VDI Berichte. – 2008. – № 2028. – P. 19–27.
157. Software Verification Examples for SCADA Pro [Text] / E. J. Sapountzakis. – Athens: NTUA, 2014. – 66 p.
158. Stress Concentration Factors and Stress Intersity Factors [Text]: electronic handbook CoCon v. 3.1. – User Manual. – SCAD Soft. – 44 p.

159. Victoria, M. Topology design of three-dimensional continuum structures using isosurfaces [Text] / M. Victoria, O.M. Querin, P. Martí // *Advances in Engineering Software*. – 2011. – V. 42. – P. 671–679.
160. Wu, K. C. Structural Characterization of Advanced Composite Tow-Steered Shells with Large Cutouts [Text] / K.C. Wu, J.D. Turpin, N.W. Gardner, B. K. Stanford, R. A. Martin // *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Kissimmee, Florida, 5 – 9 January, 2015. – pp. 1–18.
161. Wu, K. C. Structural Performance of Advanced Composite Tow-Steered Shells with Cutouts [Text] / K. C. Wu, J. D. Turpin, B. K. Stanford, R. A. Martin // *55th AIAA/ASMe/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, National Harbor, Maryland, 13 – 17 January, 2014. – pp. 1–20.
162. Young, W. C. Roark's Formulas for Stress and Strain [Text] / W. C. Young, R. J. Roark, R. G. Budynas. – 7th edition. – New York: McGraw-Hill Professional, 2002. – 852 p.
163. Yuksel, O. An overview on topology optimization methods employed in structural engineering [Text] / O. Yuksel // *KLU Journal of Engineering and Science*. – 2019. – V. 5. – No 2. – P. 159–175.
164. Zhang, J. Cutout structure design of CJ818 large aircraft [Text] / J. Zhang, J. He // *Civil Aircraft Design & Research*. – 2008. – V. 1. – P. 60–63 (in Chinese).
165. Zhang, J. Topology optimization of microlattice dome with enhanced stiffness and energy absorption for additive manufacturing [Text] / J. Zhang, J. Yanagimoto // *Composite Structures*. – 2021. – V. 255. – P. 1–16.
166. Zhu, J. H. Topology Optimization in Aircraft and Aerospace Structures Design [Text] / J. H. Zhu, W. H. Zhang, L. Xia // *Archives of Computational Methods in Engineering*. – 2016. – V. 23. – № 4. – P. 595–622.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ А. ПРИЛОЖЕНИЯ К ГЛАВЕ 1

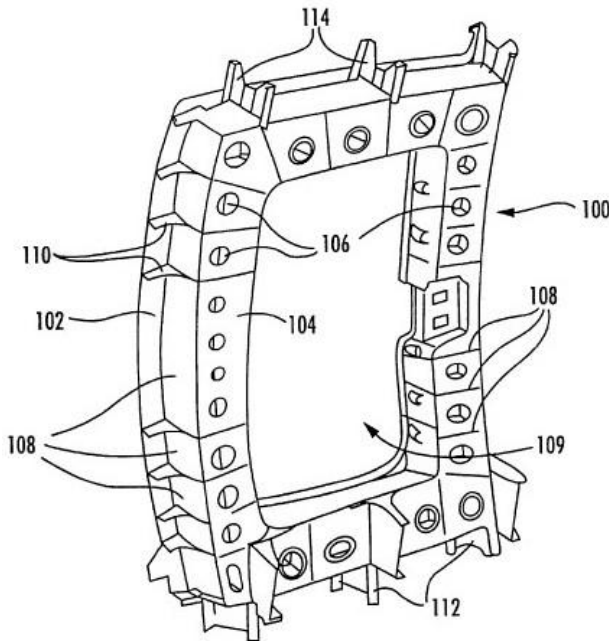
Технические решения в зоне большого выреза в научно-технической литературе (монографиях, статьях)



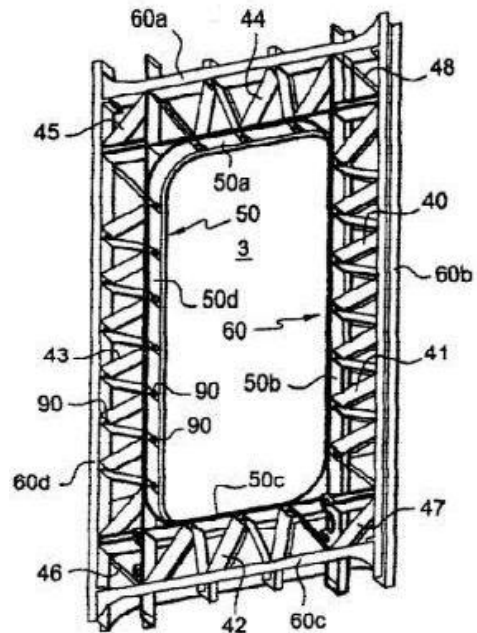
а) Усиленная накладка под обшивкой
в зоне аварийного люка самолёта
CJ818 [164, с.61]

б) Усиленная рама в области двух
аварийных люков самолёта CJ818
[164, с.62]

Технические решения в зоне большого выреза в патентах

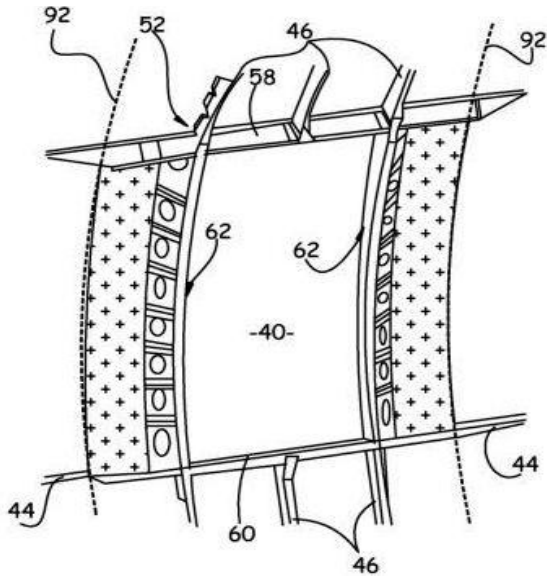


в) Патент [98] Авторы: Weber et all,
2002

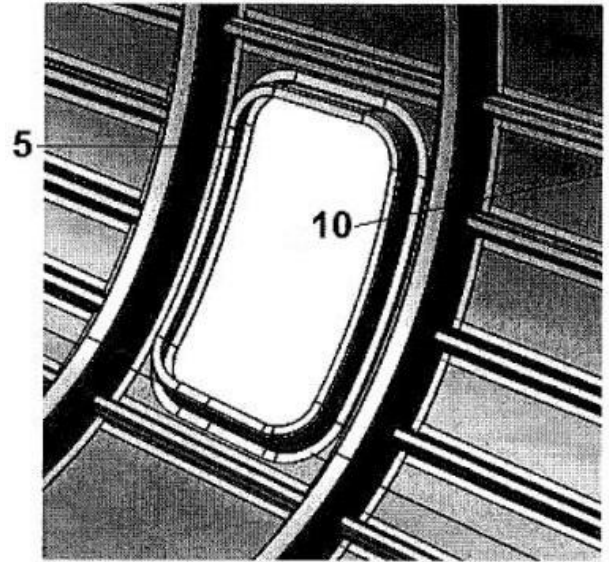


г) Патент [95] (27.07.2011), Автор:
Ляше Давид

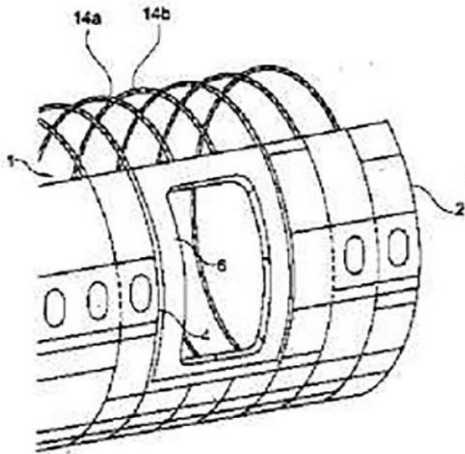
Рисунок А.1 – Технические решения в зоне большого выреза



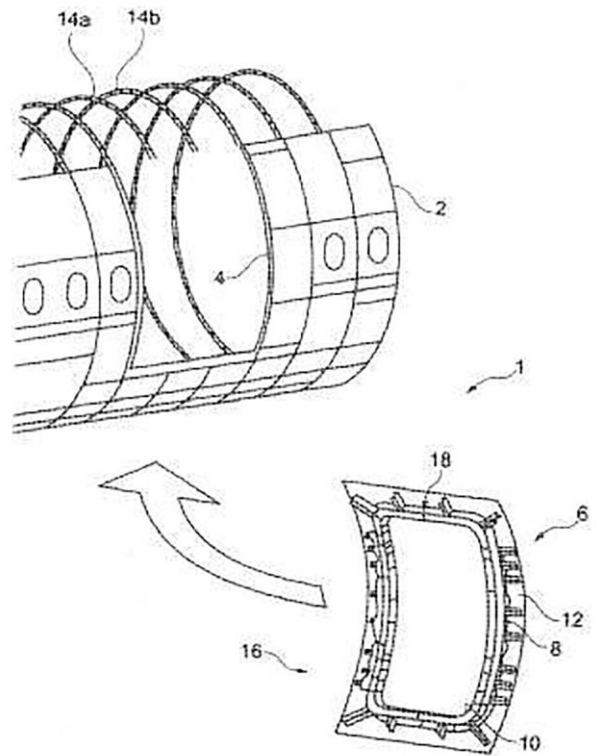
д) Патент [97] (30.06.2015 г.).
Авторы: Dugerie M., Gallant G.,
Delahaye R.



ж) Патент [94] (27.01.2016) Авторы:
Аревало Родригес Э.,
Крус Домингес Ф.Х.



наружная обшивка (позиция 6) в зоне
дверного проёма фюзеляжа самолёта



задняя конструкция с дверной рамой
(позиция 16) в зоне дверного проёма
фюзеляжа самолёта

е) Патент [93] (09.06.2011) Авторы: Weber M. J., Machunze W.,
Prowe J.-U., Joern P., Meyer L.



з) Каркас дверного проёма фюзеляжа самолёта Boeing 787 [148, с.298]

Рисунок А.1 – Технические решения в зоне большого выреза (продолжение)

ПРИЛОЖЕНИЕ Б. ПРИЛОЖЕНИЯ К ГЛАВЕ 2

Таблица Б.1 – Свойства конечных элементов испытываемой конструкции

Наименование	Тип КЭ в NASTRAN	Толщина стенки, мм	Площадь пояса наружного мм ²	Площадь пояса внутреннего, мм ²	Строительная высота шпангоута, мм	Площадь сечения, мм ²
1. Обшивка	PLATE	1,2				
2. Шпангоуты						
2.1 Силовые № 10, 11	PLATE - стенка, ROD - пояса	1,5	96	192	97	
2.2 Усиленный (промежуточный) № 15	PLATE - стенка, ROD - пояс	1,6	59	нет	29	
2.3 Рядовые (промежуточные) №№ 1–9, 12–14, 16–27	PLATE - стенка, ROD - пояс	1,5	58,5	нет	25	
2.4 Торцевой № 0 (стальная стенка + швеллеры №30)	PLATE - стенка	5,0 (ГОСТ 8240-97)	нет	нет	102,5	
	ROD - швеллеры				300 × 2 (ГОСТ 8240-97)	670
2.5 Торцевой № 28	PLATE - стенка	5,0			805	
3. Стрингеры						
Наименование	Тип КЭ / Форма сечения	B, мм (Dim 1)	H, мм (Dim 2)	s ₁ , мм (Dim 3)	s, мм (Dim 4)	Площадь сечения, мм ²
3.1 Стрингеры - Бимсы № 4 и № 4' – Пр № 420266 ГОСТ № 13622-91 (ранее Пр-113-5)	тип BEAM / форма NASTRAN T2	40	35	2	2	146
3.2 Стрингеры № 8 и № 8' – Пр № 420068 ГОСТ № 13622-91 (ранее Пр-113-2)	тип BEAM / форма NASTRAN T1	30	20	1,5	1,5	74
3.3 Стрингеры остальные – Пр № 410596 ГОСТ № 13738-80 (ранее Пр-101-4)	тип BEAM / форма NASTRAN L	18	25	2	2,5	94,3

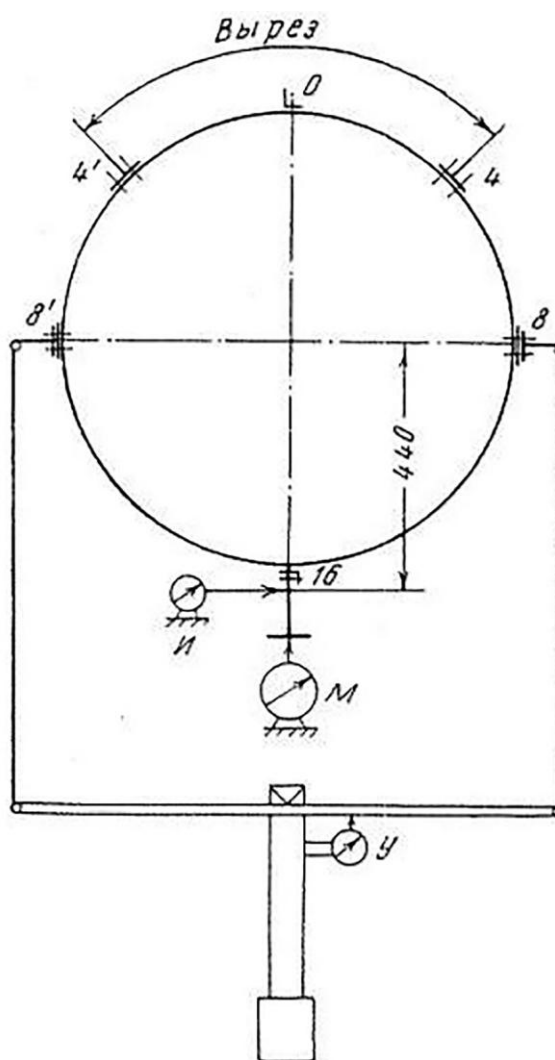


Рисунок Б.1 – Схема установки приборов для типового сечения при измерении смещений сечений оболочки по шпангоутам № 0, 5, 10, 11, 14, 18, 20, 24 и 27 для испытываемой в ЦАГИ каркасовой оболочки с вырезом [125, с. 9], где: У – угломер с базой 100 мм и ценой деления 0,344', М – мессура, И – индикатор часового типа с ценой деления 0,01 мм

ПРИЛОЖЕНИЕ В. ПРИЛОЖЕНИЯ К ГЛАВЕ 3

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ТЕРМИНОВ НА ОСНОВЕ ОНТОЛОГИЧЕСКОГО ПОДХОДА

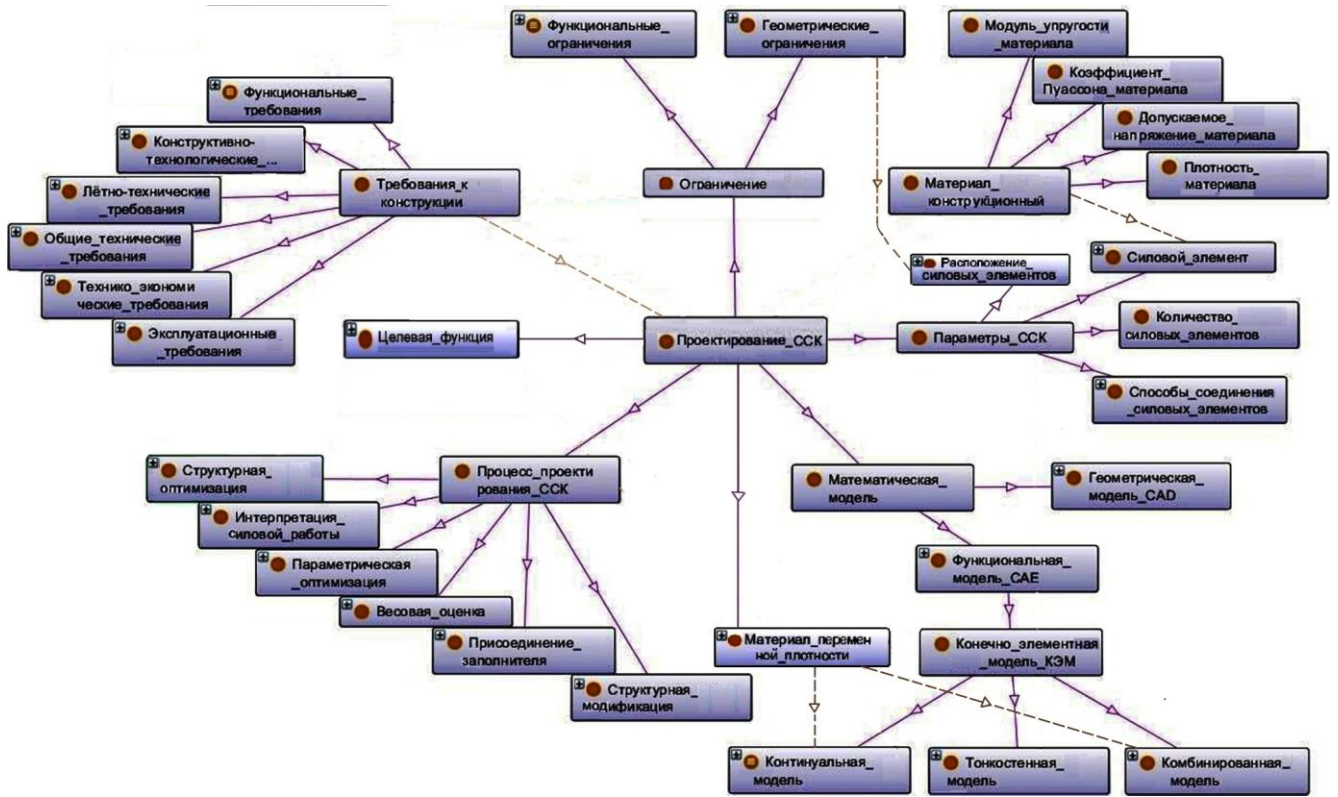


Рисунок В.1 – Фрагмент онтологии «Проектирование ССК»