

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования «Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Боровиков Александр Александрович

**Методика оптимизации конструктивно-силовой схемы блока космического
аппарата для обеспечения динамической совместимости
с ракетой-носителем**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Тушев Олег Николаевич

Москва – 2024

Оглавление

Введение	5
Глава 1 Обзор подходов к проектированию конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата с учётом требований динамической совместимости космического аппарата и ракеты-носителя	11
1.1 Традиционный подход и подход «точного попадания»	11
1.2 Развитие методов топологической оптимизации	13
1.2.1 История появления топологической оптимизации	13
1.2.2 Краткий обзор современных методов топологической оптимизации	16
1.3 Постановка задачи.....	30
1.4 Заключение по главе 1	34
Глава 2 Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата с использованием топологической оптимизации (методика 1)	35
2.1 Назначение методики.....	35
2.2 Исходные данные	35
2.3 Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата.....	36
2.4 Вариант методики в MSC.Nastran.....	42
2.5 Вариант методики в специальном программном обеспечении	45
2.6 Специальное программное обеспечение DILIB	55
2.6.1 Общие сведения о программе	55
2.6.2 Алгоритм работы программы	57
2.6.3 Алгоритм отсева ограничений	60
2.6.4 Алгоритм вычисления сходимости	62
2.6.5 Ограничения на симметрию	66
2.6.6 Входные данные программы.....	66
2.6.7 Выходные данные программы	67

2.7 Тестовая задача № 1	69
2.7.1 Исходные данные	69
2.7.2 Конечно-элементная модель и результаты расчёта	70
2.7.3 Проверка сеточной сходимости	73
2.8 Сравнение двух вариантов методики	75
2.9 Заключение по главе 2	77
Глава 3 Методика определения конструктивно-силовой схемы адаптера с использованием топологической и параметрической оптимизаций (методика 2)	78
3.1 Обзор конструкций адаптеров	78
3.2 Назначение методики	79
3.3 Существующие методы определения конструктивно-силовой схемы конструкций	80
3.3.1 Традиционный подход	80
3.3.2 Подход на основе технологии «точного попадания»	81
3.4 Методика определения конструктивно-силовой схемы адаптера	84
3.5 Тестовая задача № 2	91
3.5.1 Исходные данные	91
3.5.2 Конечно-элементные модели и результаты расчётов	93
3.5.3 Проверка сеточной сходимости	98
3.6 Заключение по главе 3	100
Глава 4 Определение конструктивно-силовой схемы блока перспективного космического аппарата	101
4.1 Исходные данные	101
4.2 Определение мест установки межпанельных кронштейнов космического аппарата с использованием методики 1	103
4.2.1 Общая схема корпуса космического аппарата	103
4.2.2 Конечно-элементная модель	106
4.2.3 Результаты расчёта	108

4.3	Определение конструктивно-силовой схемы адаптера с использованием методики 2.....	112
4.3.1	Исходные данные.....	112
4.3.2	Применяемые ограничения.....	114
4.3.3	Конечно-элементные модели и результаты расчётов.....	117
4.4	Уточнение конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата.....	125
4.5	Поверочный расчёт.....	127
4.6	Заключение по главе 4.....	129
	Заключение.....	130
	Список сокращений и условных обозначений.....	132
	Словарь терминов.....	136
	Список литературы.....	137
	Приложение А Правила заполнения карт специального программного обеспечения DILB.....	150
	Приложение Б Результаты расчёта второго этапа определения конструктивно-силовой схемы адаптера.....	159
	Приложение В Результаты расчёта четвёртого этапа определения конструктивно-силовой схемы адаптера.....	163
	Приложение Г Формы основных тонов колебаний блока космического аппарата.....	175
	Приложение Д Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы.....	180

Введение

Актуальность темы исследования

В настоящее время с ростом числа частных космических компаний резко возросла конкуренция на рынке космических услуг [31, 47, 120]. Чтобы сохранять конкурентоспособность, необходимо сокращать время разработки космических аппаратов (КА) и высокими темпами наращивать космические группировки, что нашло своё отражение в Федеральной космической программе на 2016–2025 годы, утверждённой постановлением правительства РФ № 230 от 23 марта 2016 г.

При разработке КА одной из важнейших и времязатратных задач является разработка конструктивно-силовой схемы (КСС) КА с адаптером (далее – блок космического аппарата (БКА)) с учётом удовлетворения требований динамической совместимости КА с ракетой-носителем (РН) [125]. Данное требование предъявляется разработчиками РН для ограничения динамической связи КА с РН, которое заключается в ограничении частот собственных колебаний БКА, жёстко закреплённого по стыку адаптера с верхней ступенью РН или разгонным блоком (РБ). Невыполнение требований динамической совместимости приводит к необходимости дополнительного моделирования системы управления РН с учётом упругости КА, результатом которого может стать изменение штатных настроек системы управления РН. Это увеличивает время проектирования и может снизить надёжность запуска.

Особенностью разработки КА на ранних стадиях проектирования является высокая степень неопределённости и изменчивости исходных данных (как правило, меняется компоновка, состав приборов и конструкция), что приводит к необходимости использования методик, позволяющих оперативно получать решения по КСС БКА.

Одним из способов сокращения времени разработки КСС БКА является использование методов конечно-элементной (КЭ) оптимизации, в частности топологической оптимизации, которая позволяет в короткий срок сформировать КСС БКА на основе достаточно строгих и обоснованных формализаций.

В связи с этим в настоящее время актуальна задача оперативного определения КСС БКА.

Степень разработанности темы исследования

Развитию и использованию методов топологической оптимизации посвящено значительное число исследований, опубликованных в научных статьях и монографиях. В настоящее время разработан ряд различных методов топологической оптимизации. Метод тела переменной плотности (ТПП) предложен В.А. Комаровым и в дальнейшем развит А.В. Болдыревым. Гомогенизационный метод представлен М.Р. Bendsøe и N. Kikuchi. Развитием эволюционных методов занимались Y.M. Xie, G.P. Steven, G.I.N. Rozvany, X.Y. Yang, O.M. Querin, W. Prager. Метод Solid Isotropic Material with Penalization (SIMP) предложен М.Р. Bendsøe. Метод Level set или установки уровня разработан S. Osher и J.A. Sethian. Метод топологической производной представлен J. Sokolowski, A. Zochowski. Метод фазового поля разработан В. Bourdieu и A. Chambolle. Генетическими алгоритмами занимались J.H. Holland, C.D. Chapman, K. Saitou, M.J. Jakiela. Топологическую оптимизацию в вероятностной постановке активно исследовали G. Kharmanda, J. Lógó, P.D. Dunning, H.A. Kim, A. Csébfalvi, G. Mullineux, J.K. Guest, T. Igusa. Проблемой интерпретации результатов топологической оптимизации занимались Д.К. Лукомский, С.А. Фрейлехман, К.С. Брюхова, П.В. Максимов, К.В. Фетисов, Г.Г. Шелякина, Д.Д. Попова, Н.А. Самойленко и др.

Несмотря на большое количество методов топологической оптимизации, их применение, как правило, ограничивается определением конструкции силовых деталей, например, кронштейнов [32, 121, 131], лопаток турбины [17], корпусных деталей [44, 25, 131] и т.д. В авиационной отрасли представлен ряд работ по определению КСС крыла [1, 8]. Однако, проведённый анализ публикаций показывает, что методическая база для определения КСС БКА методами топологической оптимизации на настоящий момент практически отсутствует [75].

Объект и предмет исследования

Объектом исследования является перспективный КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), представленный на Рисунке В.1, прототипом которого выступает КА «Кондор-ФКА-М» (Рисунок В.2) [39, 41].

Предметом исследования являются проектные параметры КСС БКА с перспективным КА.

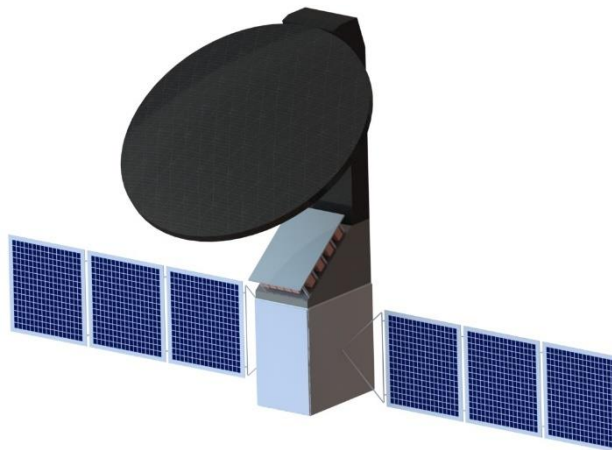


Рисунок В.1 – Объект исследования

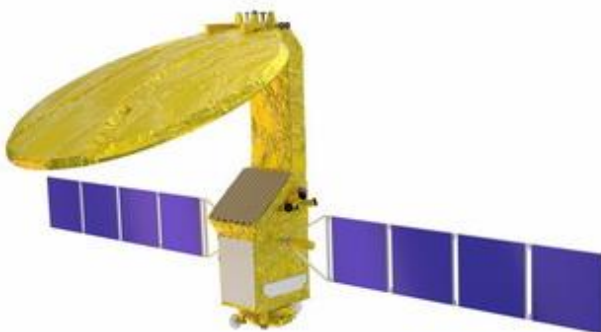


Рисунок В.2 – Прототип объекта исследования – «Кондор-ФКА-М» [41]

Цель и задачи исследования

Целью диссертационной работы является разработка методики оптимизации конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата для обеспечения динамической совместимости с ракетой-носителем.

Методика должна быть комплексной, позволяющая оперативно определять КСС БКА с использованием топологической оптимизации.

Задачи исследования, сформулированные для достижения поставленной цели диссертационной работы:

1. Разработка методики определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА с использованием топологической оптимизации.

2. Разработка специального программного обеспечения (СПО) по определению расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА.

3. Разработка методики определения КСС адаптера КА с использованием топологической и параметрической оптимизаций.

4. Определение КСС БКА с перспективным КА с помощью разработанных методик и СПО.

Научная новизна

В диссертации получены следующие новые научные результаты:

1. Впервые использована топологическая оптимизация для определения количества и мест установки межпанельных кронштейнов корпуса КА.

2. Разработана модификация метода SIMP, позволяющая значительно сократить размерность задачи оптимизации.

3. Предложен подход к применению топологической оптимизации, отличающийся от традиционного тем, что результатом оптимизации является не конструкция несущих элементов, а их количество и расположение. Это позволяет устранить ряд недостатков, присущих традиционному использованию топологической оптимизации и значительно ускорить процесс проектирования БКА.

4. Найдено новое конструктивное решение силовой схемы адаптера, отличающееся наличием локальных обшивок в местах крепления КА, позволяющее увеличить жёсткость адаптера.

Теоретическая значимость

В работе сформированы теоретические основы проектирования КСС БКА. Построена комплексная методика на основе достаточно строгих и обоснованных формализаций выбора проектных параметров КСС БКА с использованием результатов топологической оптимизации. В работе разработана модификация

метода SIMP топологической оптимизации, а также предложен новый подход к применению топологической оптимизации, отличающийся от традиционного тем, что результатом оптимизации является не конструкция несущих элементов, а их расположение в КСС. Всё это позволяет устранить ряд недостатков, присущих традиционному использованию топологической оптимизации и значительно ускорить процесс проектирования КСС БКА.

Практическая значимость

1. Разработанное СПО DILIB для определения мест установки межпанельных кронштейнов, соединяющих тепловые сотовые панели (ТСП) корпуса КА, внедрено в АО «ВПК «НПО машиностроения».

2. Основные результаты работы были внедрены в АО «ВПК «НПО машиностроения» и используются при проектировании перспективных КА.

3. Предлагаемая методика была применена при проведении курсовых и дипломных проектов в учебном процессе на кафедре «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Методология и методы исследования

Основными методами исследования являются метод SIMP топологической оптимизации, алгоритмы нелинейного программирования для задачи Каруша-Куна-Таккера, метод конечных элементов (МКЭ), метод Ланцоша для решения задачи на собственные значения.

Положения, выносимые на защиту

1. Комплексная методика оперативного определения КСС БКА для удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН с использованием топологической оптимизации.

2. Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА с использованием топологической оптимизации.

3. Методика определения КСС адаптера КА с использованием топологической и параметрической оптимизаций.

4. Результаты определения КСС БКА с перспективным КА с использованием разработанных методик и СПО DILIB.

Достоверность научных результатов обеспечивается корректным использованием математических методов, проведением поверочных расчётов получаемых КСС в известном конечно-элементном комплексе MSC.Nastran, применением разработанных методик в практических задачах, сравнением полученных результатов с традиционным проектированием, а также сравнением с результатами испытаний, полученных в процессе внедрения.

Апробация работы

Результаты диссертационной работы доложены и обсуждены на восьми международных и всероссийских научно-технических конференциях:

XLI–XLVI Академические чтения по космонавтике, посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022–2017 гг.;

XXI Научно-техническая конференция молодых учёных и специалистов. Королёв, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 30 октября – 3 ноября 2017 г.;

II Российская научно-практическая конференция «Инженерные технологии MSC Software для высших учебных заведений» (MSC-ВУЗ-2016). Москва, МАДИ, 14 апреля 2016 г.

Личный вклад. Все исследования, изложенные в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций в диссертацию включён лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю, заимствованный материал обозначен в работе ссылками.

Содержание диссертации изложено в 14 публикациях, в том числе четыре – в рецензируемых изданиях Перечня ВАК по специальности 2.5.13. В представленной библиографии содержатся ссылки на статьи [10 – 15].

Объём и структура работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения и пяти приложений. Полный объём диссертации составляет 149 страниц (с приложениями 182 страницы), включая 70 рисунков и 23 таблицы. Список литературы содержит 131 наименование.

Глава 1 Обзор подходов к проектированию конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата с учётом требований динамической совместимости космического аппарата и ракеты-носителя

1.1 Традиционный подход и подход «точного попадания»

При проектировании КА одними из определяющих проектных требований, предъявляемых к конструкции БКА, являются требования динамической совместимости КА с РН [125]. Эти требования необходимы для ограничения динамической связи КА с РН. Как правило, они заключаются в запрете попадания основных (фундаментальных) частот собственных колебаний БКА относительно жёсткого основания в определённые диапазоны. БКА закрепляется по штатным узлам крепления адаптера к РБ (или верхней ступени РН). Данные требования задаются разработчиком РН. Несколько примеров предъявляемых требований к частотам основных (фундаментальных) тонов БКА относительно жёсткого основания приведены в Таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Требования по частотам собственных колебаний БКА относительно жёсткого основания для различных РН

№ п/п	Ракета-носитель	Требования к фундаментальным частотам собственных колебаний блока космического аппарата, Гц	
		для поперечных тонов	для продольных тонов
1	Союз-СТ [117]	≥ 15	≥ 35
2	Протон-М [104]	$\geq 8,5$	≥ 25
3	Vega [122]	≥ 15	от 20 до 45 и/или ≥ 60
4	Arian 5 [49]	$\geq 9,5$ для $M_{ПН} \leq 4500$ кг $\geq 6,5$ для $M_{ПН} > 4500$ кг	≥ 31 для $M_{ПН} < 4500$ кг ≥ 27 для $M_{ПН} \geq 4500$ кг
5	Delta IV Heavy [68]	≥ 8	≥ 30
6	Falcon 9 [70]	≥ 10	≥ 25

Для выполнения данных требований необходимо решить задачу определения вида КСС БКА и её параметров. Под КСС будем понимать тип, количество и расположение силовых элементов в пространстве, а также способы соединения их между собой. Параметрами КСС будем называть геометрические характеристики силовых элементов: размеры сечений стержней или балок, толщины пластин, панелей и т.п.

В настоящий момент методическая база для проектирования КСС БКА с учётом удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН развита крайне слабо [75].

Как показывает практика, традиционно на ранних стадиях проектирования концептуальные решения о выборе КСС БКА принимаются интуитивно, на основе аналогов и опыта конструкторов. В дальнейшем проводят расчёты на прочность, жёсткость, устойчивость и определяют собственные частоты предложенной КСС. В большинстве случаев полученные результаты не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к конструкции, в связи с чем выдаются рекомендации по её улучшению и процесс проектирования повторяется до тех пор, пока не будут выполнены требования. Иногда проводится параметрическая оптимизация параметров КСС, однако она не приводит к изменению формы и топологии конструкции, а лишь меняет размеры её элементов, что позволяет добиться ограниченных улучшений. Такой подход, назовём его «традиционный», не гарантирует, что полученное решение будет оптимально [53, 99], и отклонение от оптимума может быть существенным.

В настоящее время активно развиваются методы так называемого подхода «точного попадания» или «concurrent design» [30], смысл которого заключается в использовании методов структурной оптимизации [63], начиная с ранних стадий проектирования, что позволяет снизить риск появления ошибок уже на начальном этапе проектирования и, как следствие, сократить количество необходимых доводочных работ. Главным достоинством такого подхода по сравнению с традиционным является быстрое получение конструкции на основе достаточно строгих и обоснованных формализаций.

Одним из основных методов подхода «точного попадания» является топологическая оптимизация, которую можно рассматривать как инструмент для обнаружения в пределах проектной области оптимальной КСС [55]. Типичная задача топологической оптимизации заключается в определении распределения материала в заданном пространстве таким образом, чтобы выполнялись заданные ограничения (например, ограничения на прочность, собственные частоты и др.) и целевая функция имела минимальное (или максимальное) значение.

В большинстве случаев, топологическая оптимизация используется для определения конструкции отдельных деталей [17, 25, 32, 44, 121, 131]. Применение же топологической оптимизации ко всей КСС БКА позволит синтезировать её расчётным путём с учётом заданных ограничений, что минимизирует риски принятия ошибочных решений на начальных этапах проектирования.

1.2 Развитие методов топологической оптимизации

Рассмотрим развитие методов топологической оптимизации, чтобы из их многочисленного разнообразия выбрать наиболее подходящий для решения рассматриваемых в данной работе задач.

1.2.1 История появления топологической оптимизации

Развитие методов топологической оптимизации началось с класса задач по определению КСС ферм минимального объёма. В обзорной статье [89] предлагается рассматривать статью Максвелла 1870 года [90], как первую работу по топологической оптимизации.

В 1904 году опубликована знаменитая работа Мичелла [91], в которой он, обобщив работу Максвелла, вывел критерии оптимальности для КСС фермы наименьшего веса. Главным результатом работы стали так называемые «фермы Мичелла», которые сыграли огромную роль в разработке и тестировании

алгоритмов топологической оптимизации. Подробное рассмотрение ферм Мичелла представлено в [108, 87].

В своих работах Максвелл и Мичелл использовали принцип полнонапряжённого состояния конструкции (в англоязычной литературе FSD – full stress design) в случае статически определимых конструкций и пришли к выводу, что FSD даёт тот же результат, что и конструкции минимальной массы.

Впервые Васютинским в 1939 году был представлен критерий максимальной жёсткости (или критерий минимального потенциала, или критерий минимальной деформируемости) для заданных нагрузок [124].

Казинци был одним из первых учёных, исследовавших проблему статически неопределимых ферм для нескольких случаев нагружения [84].

Наибольшее развитие оптимальное проектирование ферм получило в 50-60-х годах 20 века, которое связывают с работами Хемпа [77, 79, 80], Кокса [65-67], Фоулкса [71], Сведы [119], Барта [51] и др. Среди отечественных учёных можно отметить Ю.А. Радцига [38], представившего подход, при котором для решения задач для одного случая нагружения следует задаваться наисложнейшей схемой фермы и далее выделять из неё наилучшую статически определимую. Важно отметить, что в это время, помимо ферменных конструкций, рассматривались конструкции и других типов, например, в работах Друкера и Шилда [69], Мроза [92], Прагера и Шилда [103]. Полученные результаты важны для понимания оптимальности для сложных конструкций.

В 1965 году в работе отечественного учёного Комарова А.А. [26] впервые предложена идея использования фиктивного материала с переменным модулем упругости при оптимизации плоской пластины для обхода вычислительных проблем, связанных с расчётом напряжённо-деформированного состояния пластин переменной толщины.

Проблемами уникальности и глобальности оптимума занимались Кокс [65], Шилд [115], Козловский и Мроз [85], Нагтегал и Прагер [93] и др.

Настоящий всплеск исследований теории топологической оптимизации пришёлся на 1960-е и 1970-е годы. Шилд [114] представил оптимальные методы

проектирования для нескольких случаев нагружения. Шмит [112], Лансинг и др. [86] применили FSD к статически неопределимым конструкциям.

В 1966 году Геллатли и Галлахер [72] предложили использовать FSD для создания «отправной точки» методов нелинейного программирования.

В этот период появляются монографии [46, 62, 66, 73, 74, 78, 83, 101, 111] позволившие понять основные принципы и методы решения, а также проверить оптимальные решения, полученные численно с использованием ограниченного числа аналитических решений.

В 1974 году была защищена докторская диссертация Комарова В.А. [29], давшая начало целому направлению топологической оптимизации.

С 1974 года топологическая оптимизация стала активно развиваться в Международном центре механических наук CISM. Первую встречу координировал Прагер [102]. Кроме того, Сэйв и Прагер в 1985 году [110] дали обширный обзор методов, построенных на различных критериях оптимальности.

Первая численная процедура топологической оптимизации на основе МКЭ была разработана Россоу и Тейлором в 1973 году [107]. Истоки численного решения методов ограниченных критериев оптимальности были представлены Берке и Хотом [56] в 1974 году. Это дало математическую основу эффективного метода решения в оптимизации топологии.

В начале 1980-х было опубликовано несколько приложений для оптимального проектирования, чтобы расширить достижения оптимизации КСС в направлении проектирования топологии. Результаты Олхофа [97, 98] и его сотрудников (Ченга, Тейлора, Бендсое) [52, 61, 62] в области вибрации обеспечили прочную основу для проектирования топологии континуального типа.

Современное развитие методов топологической оптимизации принято считать с публикации в 1988 году знаменитой работы Бендсое и Кикучи [53], в которой был представлен метод гомогенизации топологической оптимизации.

1.2.2 Краткий обзор современных методов топологической оптимизации

Топологическая оптимизация на основе метода *тела переменной плотности* (ТПП) является одним из первых методов топологической оптимизации. Он был предложен отечественным учёным Комаровым В.А. [27, 28, 29] и далее был развит Болдыревым А.В. [7, 8].

В данном методе проектными переменными являются плотность материала каждого КЭ из проектной области. Модуль упругости и пределы прочности материала изменяются прямопропорционально плотности.

Результатом оптимизации является распределение плотности по проектной области. На основе анализа данного распределения предлагается КСС конструкции. Пример использования данного метода представлен на Рисунке 1.1.

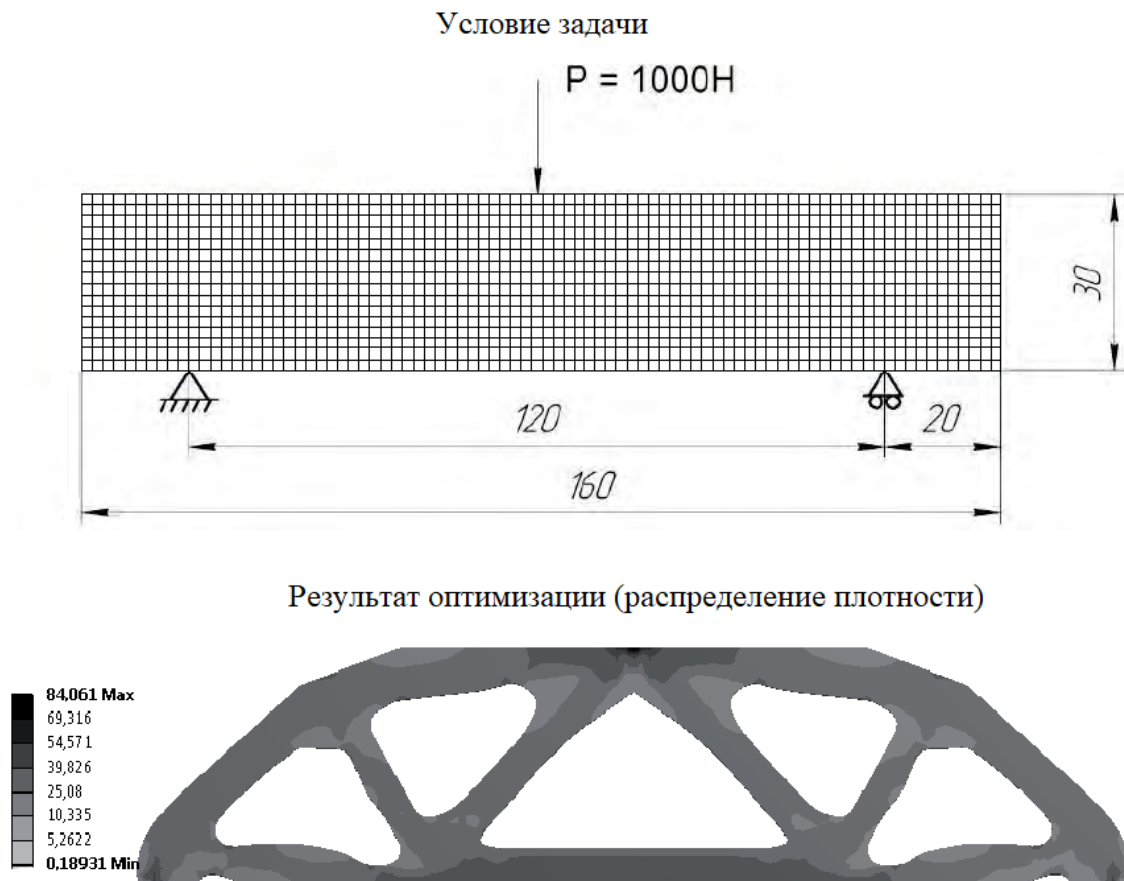


Рисунок 1.1 – Пример использования метода тела переменной плотности [8]

Гомогенизационный метод топологической оптимизации был разработан Бендсое и Кикучи в 1988 году [53]. В нём материал рассматривается композитным с периодической структурой, который представляет собой материал с порами. Так, для плоской задачи элементарная ячейка такой структуры может представлять квадратное отверстие, ориентированное каким-то образом в пространстве (Рисунок 1.2).

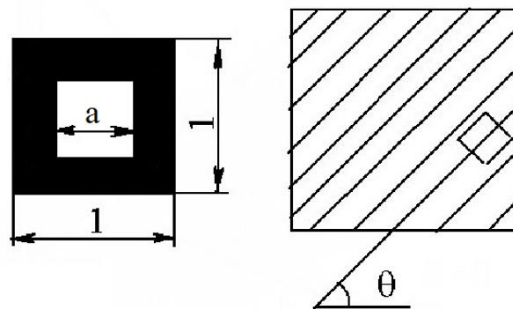


Рисунок 1.2 – Элементарная ячейка

Проектными переменными являются размеры отверстия и его ориентация в пространстве для каждого КЭ из проектной области. В процессе вычислений используется метод осреднения для определения эффективных свойств конструкции, целевой функции и функций состояния, на которые заданы ограничения. Результатом оптимизации является распределение различного размера и ориентации отверстий в материале проектной области.

Пример решения задачи с использованием гомогенизационного метода представлен на Рисунке 1.3. Здесь использовались три проектные переменные на каждый КЭ: длина и ширина прямоугольного отверстия, а также угол поворота этого отверстия.

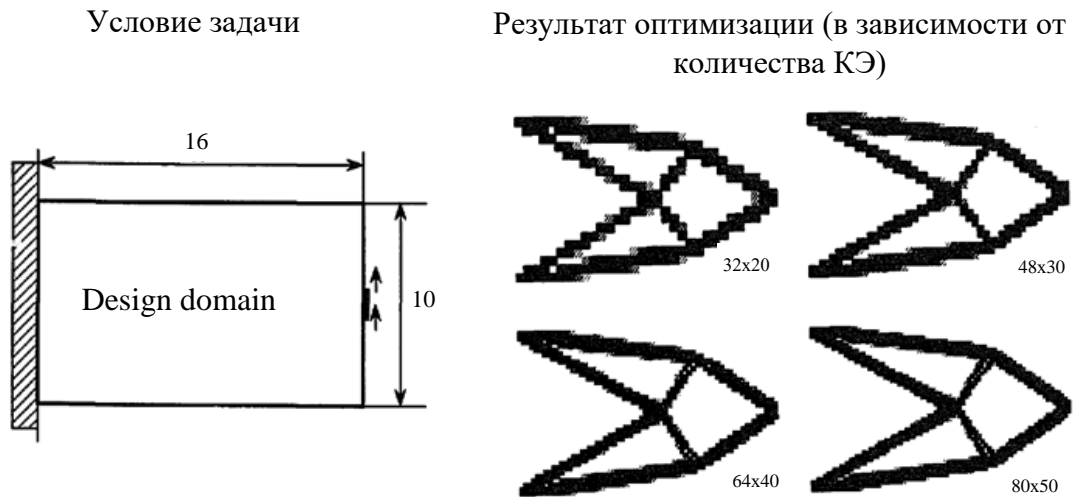


Рисунок 1.3 – Пример решения задачи с использованием гомогенизационного метода топологической оптимизации [118]

Эволюционные методы относятся к методам «жёсткого уничтожения», т.е. элементы конструкции удаляются в процессе оптимизации. Одними из первых таких методов являются методы ESO [126, 127, 128]. В процессе оптимизации удаляются элементы, удовлетворяющие определённому критерию, например, когда напряжение в элементе ниже порогового.

Дальнейшее развитие метода ESO привело к появлению нового метода BESO [105, 129] (метод двунаправленной эволюционной оптимизации конструкции), который помимо удаления элементов конструкции, может их и добавлять. Удаление элементов проводится аналогично методу ESO, добавление происходит в местах высоких напряжений конструкции.

Ещё одной разновидностью метода ESO является метод AESO [106], согласно которому конструкция развивается из базовой путём добавления элементов в области с высоким напряжением. Данный алгоритм является обратным ESO: вместо удаления элементов, они добавляются.

Метод *SIMP* (Solid Isotropic Material with Penalization) был предложен Бендсое в 1989 году [54]. В данном методе проектными переменными являются виртуальная плотность каждого КЭ из проектной области, которая меняется в пределах от 0 до 1, где «0» соответствует пустоте, а «1» соответствует наличию материала. Для учёта изменения массовых и жесткостных характеристик КЭ в

зависимости от проектных переменных, плотность ρ_i и модуль упругости E_i в каждом КЭ задаётся следующим образом:

$$\begin{aligned}\rho_i &= x_i \cdot \rho_{mat}, \\ E_i &= x_i^p E_{mat},\end{aligned}\tag{1.1}$$

где ρ_{mat} – плотность материала конструкции;

p – параметр штрафа;

E_{mat} – модуль упругости материала конструкции.

Параметр p необходим, чтобы наложить штраф на жёсткость элементов с промежуточной плотностью, что приводит к уменьшению их количества по окончании оптимизации. Увеличение параметра штрафа позволяет получить более чёткие границы конструкции, однако слишком большое значение может привести к неустойчивости решения.

Результатом оптимизации при использовании метода SIMP является распределение виртуальной плотности от 0 до 1 по проектной области. При обработке результатов удаляют элементы ниже выбранного значения (как правило, ниже 0,3) и далее сглаживают границы, тем самым получая рациональную КСС. Пример использования данного метода представлен на Рисунке 1.4.

Стоит отметить, что в 2014 году был предложен гибридный метод ESO-SIMP [82], являющийся объединением методов SIMP и ESO. Он отличается от метода SIMP тем, что элементы удаляются в процессе оптимизации. Удаление элементов с низкой виртуальной плотностью на каждой итерации способствует к стремлению виртуальной плотности оставшихся элементов к граничным состояниям (нулю или единицы).

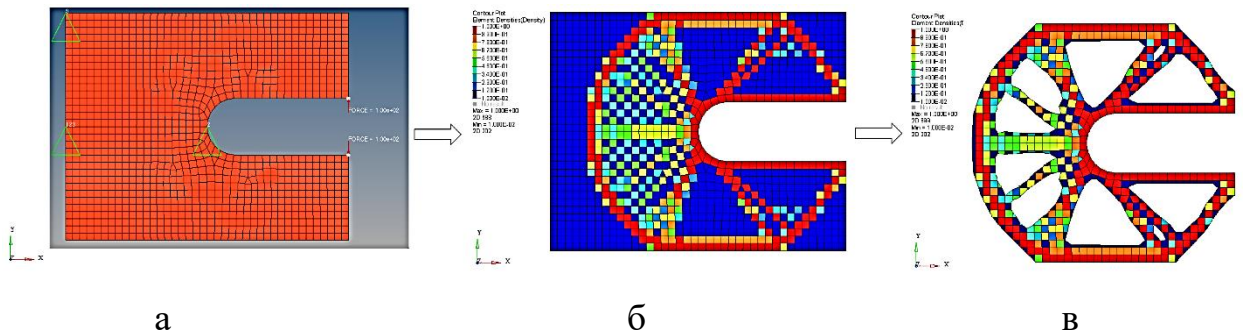


Рисунок 1.4 – Пример решения задачи с использованием метода SIMP:
 а – постановка задачи; б – распределение виртуальной плотности (от 0 до 1);
 в – результирующая конструкция

Метод *level set* или метод установки уровня был предложен Ошером и Сетхианом в 1988 году [100]. Данный метод основан на использовании изоповерхности S , представляющей собой границу конструкции, которая изменяется на каждой итерации. В терминах данного метода это изменение называется эволюцией изоповерхности в псевдовремени t . Для решения задачи оптимизации используется неявная функция $\varphi(x)$, которая в проектной области Ω удовлетворяет следующим условиям:

$$\varphi(x) = \begin{cases} > 0, x \in \Omega^+ & \text{(материал)} \\ 0, x \in \partial\Omega & \text{(граница)} \\ < 0, x \in \Omega^- & \text{(пустота)} \end{cases}, \quad (1.2)$$

где x – координаты точки в проектной области.

Тогда изоповерхность S определяется как

$$S = \{x: \varphi(x) = k\}, \quad (1.3)$$

где k – значение скалярной функции, равное константе для произвольной изоповерхности.

Эволюция изоповерхности S во времени определяется как

$$S(t) = \{x(t): \varphi(x(t), t) = k\}. \quad (1.4)$$

Функция уровня $\varphi(x, t)$ подчинена уравнению Гамильтона-Якоби:

$$\frac{\partial \varphi(x, t)}{\partial t} + \nabla \varphi(x, t) \frac{dx}{dt} = 0, \quad (1.5)$$

решение которого описывает границу оптимальной конструкции.

В итоге задача оптимизации сводится к нахождению такой изоповерхности скалярной функции φ , что значение целевой функции достигает экстремума.

Пример решения задачи с использованием метода Level set представлена на Рисунке 1.5.

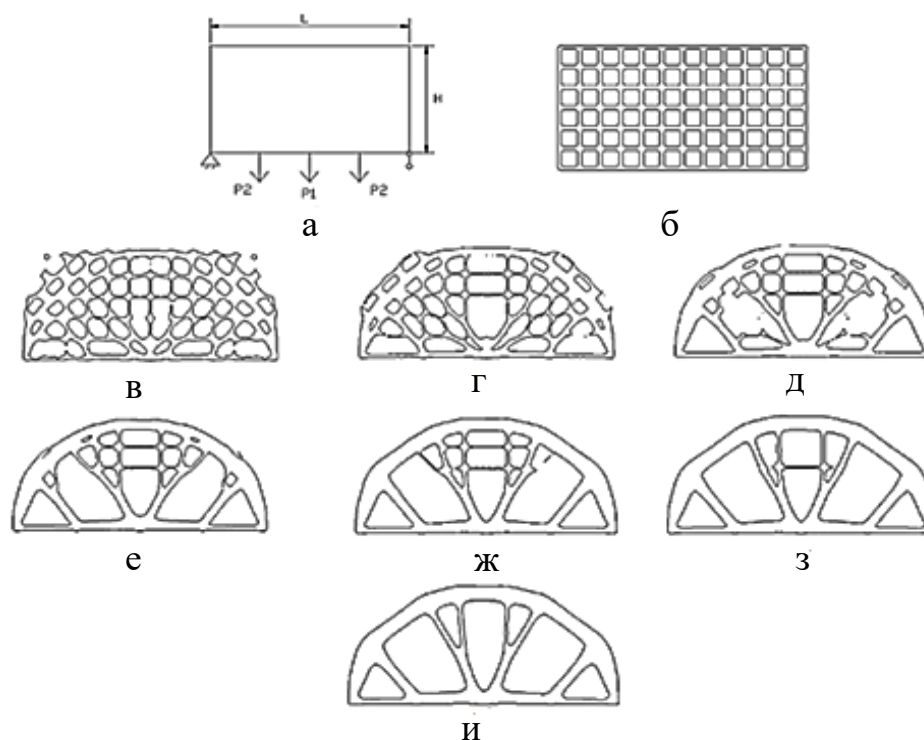


Рисунок 1.5 – Пример решения задачи с использованием метода Level set:

а – постановка задачи; б – начальная топология;

б-з – промежуточная топология; и – конечная топология

Метод *топологической производной* был предложен Соколовски и Жоховски в 1999 году [116]. Метод основан на анализе чувствительности к бесконечно малым возмущениям, таким как вставки отверстий, включений, дефектов и др. Значение целевой функции для возмущённой области определяется с использованием асимптотического анализа.

Оптимизация методом топологической производной заключается в определении топологической производной в КЭ из проектной области и удалении КЭ с топологической производной, имеющих наибольшую по модулю отрицательную (или в некоторых алгоритмах положительную) топологическую производную. Количество удаляемых КЭ на каждой итерации задаётся

определённым параметром алгоритма (например, удаляется не более 5% КЭ на каждой итерации). Также топологическую производную можно использовать для зарождения полостей для дальнейшего использования метода *level set*. Пример решения задачи с использованием метода топологической производной показан на Рисунке 1.6.

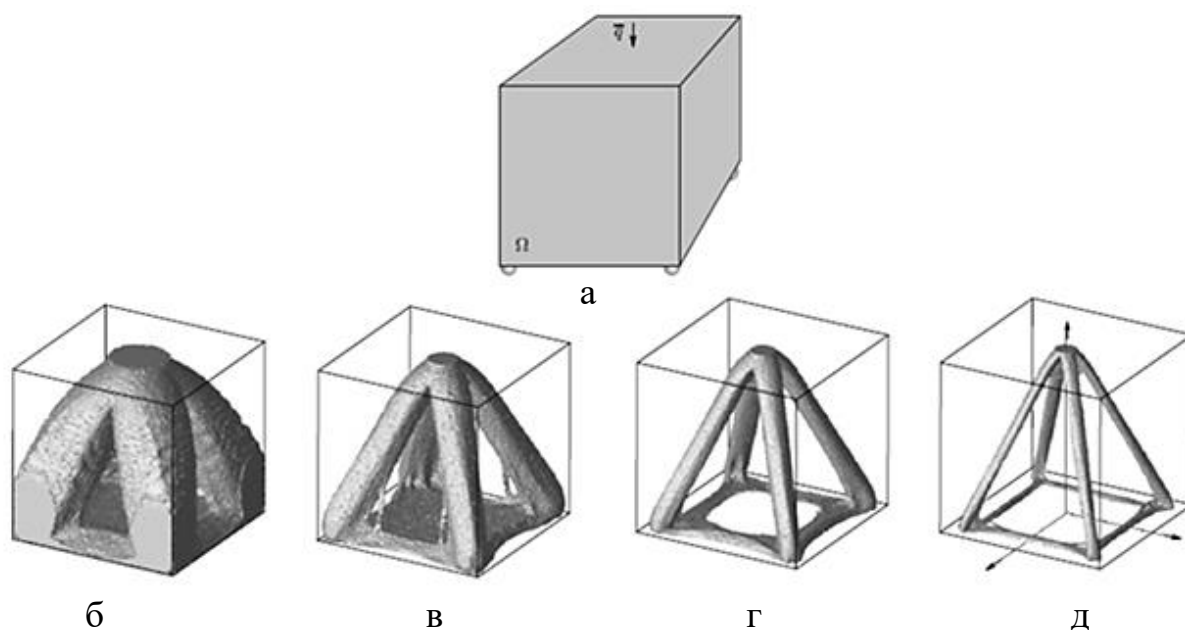


Рисунок 1.6 – Пример решения задачи методом топологической производной:

а – постановка задачи; б – топология на 13 итерации;

в – топология на 35 итерации; г – топология на 52 итерации;

д – топология на 76 итерации

Метод *фазового поля* был предложен Бурденю и Шамболом в 2000 и 2003 году [59, 57]. Он основан на штрафном методе «контролируемого периметра» [76], который предназначен для уменьшения пористости получаемой конструкции (чтобы не было постоянно чередующихся фаз).

Метод *фазового поля* разработан для возможности решения задач, в которых нагрузки зависят от формы или топологии конструкции. Примером таких задач могут выступать герметичные конструкции, такие как плотины, трубопроводы, где на их поверхность действуют силы давления, зависящие от формы конструкции.

Задача оптимизации решается путём введения в рассмотрение трёх «фаз»: «твёрдотельной» S , «пустоты» V и фиктивной «жидкости» L , которая оказывает давление на границу раздела с твёрдой структурой. Проблема усреднения (чередования фаз) решается путём использования штрафа на периметр. Для численного решения используется аппроксимация задачи в рамках Γ -сходимости, основанной на аппроксимации трёх фаз гладким фазовым полем. В качестве проектных переменных используется фазовое поле ρ , которое разбивает проектную область Ω на 3 фазы, где $\rho = -1$ соответствует пустоте V , $\rho = 0$ – твёрдой структуре S , $\rho = 1$ – жидкости L .

Пример решения задачи представлен на Рисунке 1.7. Также существует возможность использования данного алгоритма для двух фаз: твёрдой и пустой (Рисунок 1.8).

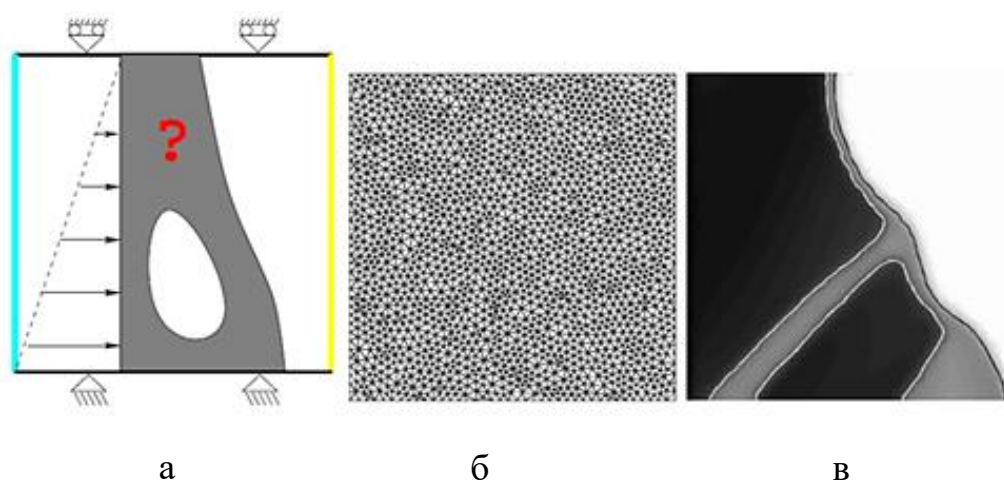


Рисунок 1.7 – Решение задачи по определению конструкции плотины методом фазового поля с использованием трёх фаз [57]: а – постановка задачи; б – разбиение области; в – оптимальная конструкция, 12% материала от проектной области

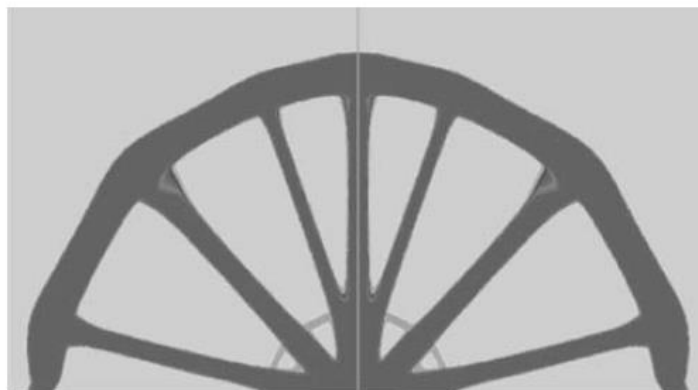


Рисунок 1.8 – Решение задачи методом фазового поля с использованием двух фаз [58]

Метод *генетического алгоритма* был предложен Холландом в 1975 году [81]. Генетические алгоритмы для определения оптимальной конструкции используют случайный поиск. В современных алгоритмах в качестве проектных переменных используются бинарные переменные, которые могут быть равны 0 (отсутствие материала) или 1 (наличие материала). Генетические алгоритмы построены по образцу законов естественной эволюции. Поэтому по аналогии с биологической популяцией генетическая информация конструкции хранится в виде хромосомных цепочек. Пример построения таких цепочек представлен на Рисунке 1.9.

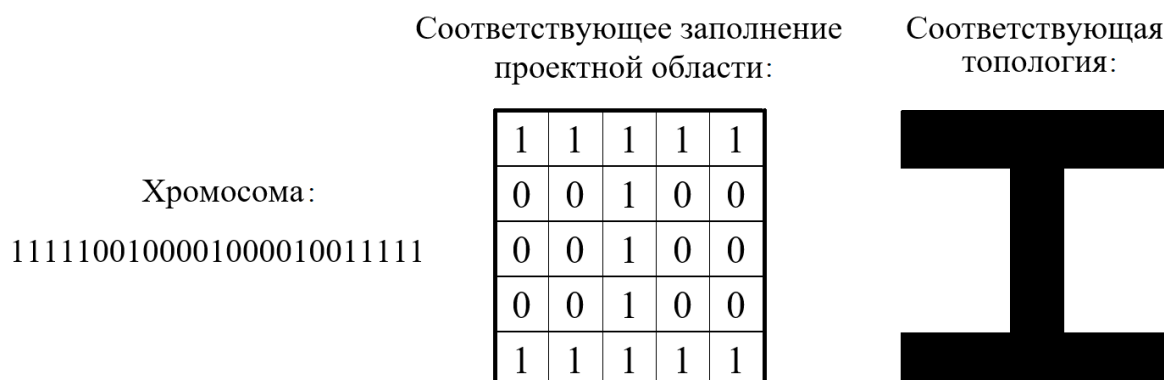


Рисунок 1.9 – Пример кодирования хромосомы [60]

Изменение топологии или хромосом проводится с использованием трёх операторов:

1) Репродукция (или оператор выбора) – оператор, который смещает процесс поиска в пользу наиболее подходящих членов текущей популяции.

2) Кроссовер – оператор, позволяющий обмениваться конструктивными характеристиками между спаривающимися членами.

3) Мутация – оператор, который с очень малой вероятностью (например, 1%) на случайно выбранном участке хромосомной строки выбранного дизайна изменяет значение одной цифры с 0 на 1 или наоборот.

Достоинства и недостатки методов, описанных выше, представлены в Таблице 1.2, из анализа которой следует:

– методы ESO, AESO, BESO, ESO-SIMP и топологической производной не подходят из-за возможного появления сингулярных матриц, что делает данные алгоритмы ненадёжными;

– метод Level set обладает высокой вычислительной сложностью, а также не удобен в использовании рассматриваемых задач ввиду необходимости разрыва границ проектной области, обусловленной отдельным расположением межпанельных кронштейнов корпуса КА и силовых элементов адаптера;

– гомогенизационный метод не подходит по причине нескольких проектных переменных на один КЭ, что приводит к большой размерности задачи оптимизации, и, как следствие, к увеличению времени расчёта;

– генетические алгоритмы не подходят ввиду значительного роста вычислений с увеличением числа проектных переменных, что также повышает время расчёта;

– метод фазового поля отличается высокой вычислительной сложностью, а также предназначен для задач, где нагрузка зависит от формы, поэтому данный метод также не подходит;

– между методами ТПП и SIMP более предпочтительным является метод SIMP, так как, во-первых, получаемые результаты оптимизации при его использовании значительно проще интерпретировать, во-вторых, границы конструкции, получаемые данным методом намного чётче границ, получаемых методом ТПП.

Таблица 1.2 – Достоинства и недостатки методов топологической оптимизации

№ п/п	Метод	Достоинства	Недостатки
1	ТПП	<ul style="list-style-type: none"> - простота алгоритма (необходима одна проектная переменная на один КЭ); - универсальность (возможно использовать большой спектр ограничений и целевых функций); - высокая скорость сходимости 	<ul style="list-style-type: none"> - отсутствие штрафов, что приводит к размытию границ конструкции; - сложность в интерпретации результатов оптимизации (необходим глубокий анализ результатов с дополнительным построением потоков главных усилий)
2	Гомогенизационный	<ul style="list-style-type: none"> - точная теоретическая база; - высокая скорость сходимости 	<ul style="list-style-type: none"> - большое количество проектных переменных (требуется несколько проектных переменных на один КЭ); - сложность вычислений, необходимость проведения гомогенизации свойств; - сложность в интерпретации результатов, необходима постобработка
3	ESO	<ul style="list-style-type: none"> - наиболее простой алгоритм; - чёткие границы получаемой конструкции; - сокращение времени расчёта за счёт удаления элементов; - низкая вычислительная сложность 	<ul style="list-style-type: none"> - полностью эвристический, высокая зависимость результата от параметров алгоритма; - высокая зависимость результата от размера КЭ сетки; - возможность появления сингулярных матриц, связанная с неудачным удалением КЭ;

№ п/п	Метод	Достоинства	Недостатки
			<ul style="list-style-type: none"> - может давать неоптимальные решения из-за ошибочного удаления материала, который невозможно вернуть обратно; - необходимость перебора конструкций, полученных с разными значениями параметра алгоритма
4	AESO	<ul style="list-style-type: none"> - простота алгоритма; - чёткие границы получаемой конструкции; - сокращение времени расчёта за счёт использования малого количества элементов на начальном этапе 	<ul style="list-style-type: none"> - полностью эвристический, высокая зависимость результата от параметров алгоритма; - высокая зависимость результата от размера КЭ сетки; - может давать неоптимальные решения из-за ошибочного добавления материала, который затем невозможно удалить; - необходимость перебора конструкций, полученных с разными значениями параметра алгоритма
5	BESO	<ul style="list-style-type: none"> - простота алгоритма; - чёткие границы получаемой конструкции; - сокращение времени расчёта за счёт удаления элементов; - возможность как удаления, так и добавления элементов 	<ul style="list-style-type: none"> - полностью эвристический, высокая зависимость результата от параметров алгоритма; - высокая зависимость результата от размера КЭ сетки; - возможность появления сингулярных матриц, связанная с неудачным удалением КЭ;

№ п/п	Метод	Достоинства	Недостатки
			- необходимость перебора конструкций, полученных с разными значениями параметра алгоритма
6	SIMP	<ul style="list-style-type: none"> - простота алгоритма (необходима одна проектная переменная на один КЭ); - универсальность (возможно использовать большой спектр ограничений и целевых функций); - высокая скорость сходимости 	<ul style="list-style-type: none"> - высокая зависимость результатов от параметра штрафа; - сложность в интерпретации результатов оптимизации (необходима постобработка результатов оптимизации)
7	ESO-SIMP	<ul style="list-style-type: none"> - универсальность (возможно использовать большой спектр ограничений и целевых функций); - простота алгоритма; - чёткие границы получаемой конструкции; - сокращение времени расчёта за счёт удаления элементов 	<ul style="list-style-type: none"> - возможность появления сингулярных матриц, связанная с неудачным удалением КЭ; - высокая зависимость результатов от параметра штрафа;
8	Level set	<ul style="list-style-type: none"> - универсальность (возможно использовать большой спектр ограничений и целевых функций); - слабая зависимость от КЭ сетки; - одновременно с топологической оптимизацией проводится оптимизация формы; - гладкие и чёткие границы получаемой конструкции 	<ul style="list-style-type: none"> - высокая вычислительная сложность; - низкий уровень сходимости; - зависимость результата от начальной топологии

№ п/п	Метод	Достоинства	Недостатки
9	Топологической производной	<ul style="list-style-type: none"> - чёткие границы получаемой конструкции; - сокращение времени расчёта за счёт удаления КЭ 	<ul style="list-style-type: none"> - возможность появления сингулярных матриц, связанная с неудачным удалением КЭ; - высокая зависимость от КЭ сетки
10	Фазового поля	<ul style="list-style-type: none"> - возможность использования нагрузок, зависящих от формы конструкции; - чёткие границы получаемой конструкции 	<ul style="list-style-type: none"> - низкая скорость сходимости; - высокая вычислительная сложность
11	Генетический	<ul style="list-style-type: none"> - высокая вероятность получения глобального оптимума; - универсальность (возможно использовать большой спектр ограничений и целевых функций); - чёткие границы 	<ul style="list-style-type: none"> - огромный рост вычислений с увеличением числа проектных переменных

1.3 Постановка задачи

Общая математическая формулировка задачи выбора проектных параметров КСС БКА для удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН с использованием методов КЭ оптимизации записывается в следующем виде:

$$\begin{aligned} \min_X M_K, \\ g_{f_i}^H(X) = \bar{f}_i^H - f_i \leq 0, \quad i \in \mathbb{N}, \\ g_{f_i}^B(X) = f_i - \bar{f}_i^B \leq 0, \quad i \in \mathbb{N}, \end{aligned} \quad (1.6)$$

где $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}^T$ – вектор проектных переменных;

n – количество проектных переменных;

M_K – масса конструкции БКА;

$g_{f_i}^H$ и $g_{f_i}^B$ – нижнее и верхнее ограничение на частоту i -го тона собственных колебаний соответственно;

\bar{f}_i^H и \bar{f}_i^B – нижнее и верхнее значение допустимого диапазона частоты i -го тона собственных колебаний соответственно;

f_i – частота i -го тона собственных колебаний.

При необходимости, данная задача может дополняться и другими ограничениями, например, на прочность, устойчивость, геометрические размеры.

Одновременное определение КСС КА и адаптера является достаточно сложной и трудоёмкой задачей ввиду следующих причин:

- необходимо использовать значительное число КЭ для моделирования адаптера и КА, что приводит к большой размерности задачи на собственные значения и, как следствие, весьма существенному увеличению времени расчёта;

- в вектор проектных переменных нужно включать параметры КСС как адаптера, так и корпуса КА, что приводит к росту числа коэффициентов чувствительности, определяемых на каждой итерации процесса оптимизации и, как следствие, приводит к значительному увеличению времени расчёта.

Обычно, на практике данную проблему решают с помощью метода Данкерли [125], который позволяет рассматривать систему из адаптера и КА как две независимые системы (Рисунок 1.10):

- упругий КА на жёстком основании;
- упругий адаптер на жёстком основании с абсолютно жёстким КА.

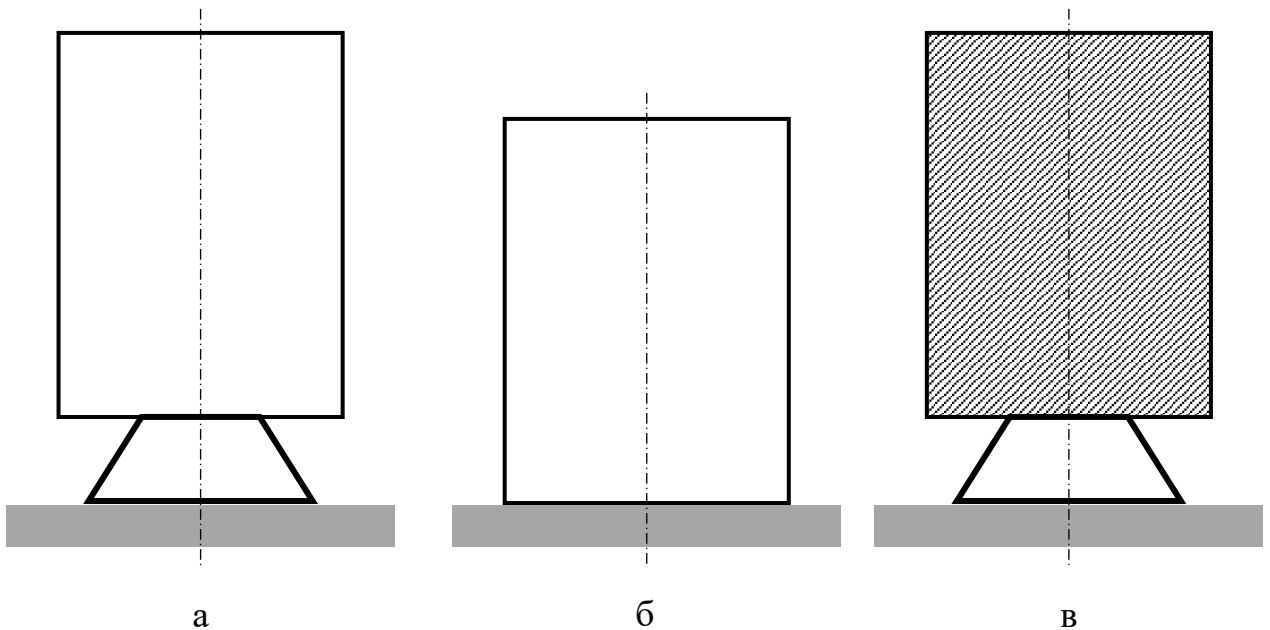


Рисунок 1.10 – Декомпозиция динамической системы

- а – упругий БКА на жёстком основании; б – упругий КА на жёстком основании;
в – упругий адаптер на жёстком основании с абсолютно жёстким КА

Тогда для упругого БКА (система а) низшая частота собственных колебаний по формуле Данкерли определяется следующим образом:

$$\left(\frac{1}{f_1^a}\right)^2 \approx \left(\frac{1}{f_1^6}\right)^2 + \left(\frac{1}{f_1^B}\right)^2 \quad (1.7)$$

или

$$\left(\frac{1}{f_1^a}\right)^2 = \frac{1}{k} \left(\left(\frac{1}{f_1^6}\right)^2 + \left(\frac{1}{f_1^B}\right)^2 \right) \quad (1.8)$$

$$k \geq 1$$

Таким образом, задачу выбора проектных параметров КСС БКА для удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН можно разделить на две:

– определение параметров КСС корпуса КА (характеристики силовых силовых панелей, количество и положение межпанельных кронштейнов и т.д.) [12];

– определение параметров КСС адаптера (материал, конструкция шпангоутов, характеристики силового набора, толщина обечайки и т.д.) [50].

Такое разделение имеет смысл ещё потому, что обычно проектирование корпуса КА и адаптера сильно разнесены по времени, что вынуждает проводить расчёты корпуса и адаптера отдельно.

В настоящей работе рассматривается «классический» тип КСС БКА. Адаптер изготавливается из металла и представляет собой подкреплённую набором силовых элементов оболочку, которая соединяет между собой два шпангоута, обеспечивающие механический интерфейс адаптера с РБ и КА. Корпус КА состоит из ТСП, соединённых между собой межпанельными кронштейнами. Тогда, с учётом формулы Данкерли, комплексная методика оперативного определения КСС БКА для удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН должна состоять из двух частей:

1) методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА с использованием топологической оптимизации (методика 1);

2) методика определения КСС адаптера с использованием топологической и параметрической оптимизаций (методика 2).

Стоит отметить, что в оптимизацию корпуса КА в качестве проектных переменных не включаются характеристики ТСП. Это обусловлено следующими причинами:

– в большинстве случаев толщина ТСП определяется размером тепловых труб, характеристики сечения которых получаются в результате теплового расчёта системы обеспечения теплового режима (СОТР) и выбираются из сортамента производителя ТСП, при этом если всё же толщина ТСП

недостаточная, то выбирают следующую из размерного ряда, предлагаемого производителем ТСП;

– как правило, варьирование характеристиками сот (форма и размеры ячейки) не имеет смысла в виду ограниченности выбора сот у поставщика ТСП, а также дешевизны стандартных сот.

После определения КСС адаптера и корпуса КА по методикам 1 и 2 проводится параметрическая оптимизация полной КЭМ БКА с целью уточнения толщин силовых элементов адаптера. Далее проводятся поверочные расчёты. Общая схема использования комплексной методики представлена на Рисунке 1.11.

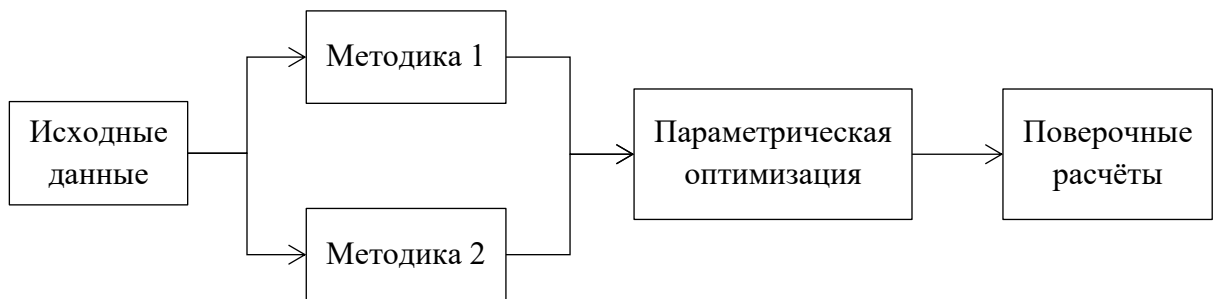


Рисунок 1.11 – Схема применения комплексной методики

Стоит отметить, что решение задачи по определению мест установки межпанельных кронштейнов и решение задачи по определению КСС адаптера не зависят друг от друга, поэтому если не требуется проектировать адаптер, а используется стандартный, то можно определять только расположение межпанельных кронштейнов корпуса КА, используя только методику 1. С другой стороны, если уже известно расположение межпанельных кронштейнов корпуса, например, используется унифицированная космическая платформа, и необходимо разработать новый адаптер, например, под более тяжёлый КА, то можно воспользоваться только методикой 2. Также комплексная методика допускает включение в неё дополнительных задач, например, задачу усиления узлов крепления полезной нагрузки (ПН).

1.4 Заключение по главе 1

1. Представлены преимущества при разработке КСС БКА с использованием подхода «точного попадания» по сравнению с традиционным.
2. Проведённый подробный анализ методов топологической оптимизации показал, что наиболее подходящим методом для решения поставленных задач является метод SIMP.
3. Сформулирована задача проектирования КСС БКА для удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН.
4. Разработана схема применения комплексной методики с учётом увеличения скорости расчёта и особенностей проектирования БКА.

Глава 2 Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата с использованием топологической оптимизации (методика 1)

2.1 Назначение методики

Методика предназначена для оперативного определения минимального необходимого количества межпанельных кронштейнов и мест их установки с целью удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН. Конструкция межпанельных кронштейнов не определяется. Методика построена таким образом, чтобы при изменении исходных данных корректировка КЭМ была минимальна, что позволяет значительно ускорить выдачу рекомендаций по КСС корпуса КА в условиях высокой неопределённости на начальных этапах проектирования. Получаемые результаты используются для определения нагрузок и дальнейшей разработки конструкции межпанельных кронштейнов.

2.2 Исходные данные

Исходными данными для использования методики являются:

- компоновочная схема КА;
- габаритные размеры ТСП;
- механические характеристики ТСП (характеристики материалов, форма и размеры ячейки, толщины обшивок и сотового заполнителя);
- области возможной установки межпанельных кронштейнов корпуса КА;
- массовые, центровочные и инерционные характеристики (МЦИХ) приборов;
- координаты узлов крепления приборов;
- координаты узлов крепления кронштейнов, предназначенных для установки КА на адаптер;
- МЦИХ КА.

2.3 Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата

Суть методики заключается в моделировании области возможной установки межпанельных кронштейнов КЭ типа НЕХ [96], где каждый кронштейн моделируется простой геометрией и состоит из минимального числа КЭ. Далее проводится топологическая оптимизация этой области, результатом которой являются места установки межпанельных кронштейнов.

Моделирование межпанельных кронштейнов простой геометрией обусловлено введением следующих допущений:

1. Межпанельные кронштейны абсолютно жёсткие по отношению к ТСП, поэтому модуль упругости изотропного материала кронштейнов принимается на несколько порядков больше модуля упругости материала ТСП и равен 10^{10} Па.

2. Масса межпанельных кронштейнов мала по отношению к массе КА и практически не влияет на частотные характеристики системы. При этом целевой функцией является суммарная масса кронштейнов, поэтому их плотность материала примем отличную от нуля и равной 1 кг/м^3 .

Таким образом, модель межпанельных кронштейнов является аналогом абсолютно-жёстких связей типа RBE2 [96], что даёт возможность не учитывать их форму и конструкцию. При этом упрощённое представление межпанельного кронштейна значительно сокращает число КЭ, описывающих его, что позволяет уменьшить размерность задачи, и, следовательно, ускорить процесс вычисления. С другой стороны, простота модели межпанельных кронштейнов приводит к результатам оптимизации, которые проще интерпретировать, чем результаты, полученные для межпанельных кронштейнов, промоделированных полноценным образом, что опять же сокращает время выдачи рекомендаций к КСС корпуса КА.

Рассмотрим схему КЭМ, моделирующую соединение двух ТСП межпанельными кронштейнами (Рисунок 2.1 а). Как видно из рисунка, каждый кронштейн моделируется тремя КЭ. Может показаться, что лучше моделировать кронштейн одним КЭ, как это показано на Рисунке 2.1 б. Но такое предположение

неверно, так как плоские КЭ соединяются с пространственными по ребру, вследствие чего, момент от плоских КЭ не будет передаваться к пространственным [23], что не соответствует действительности. В связи с этим необходимо, чтобы пространственные КЭ соединялись с плоскими по грани, как это и сделано на Рисунке 2.1 а.

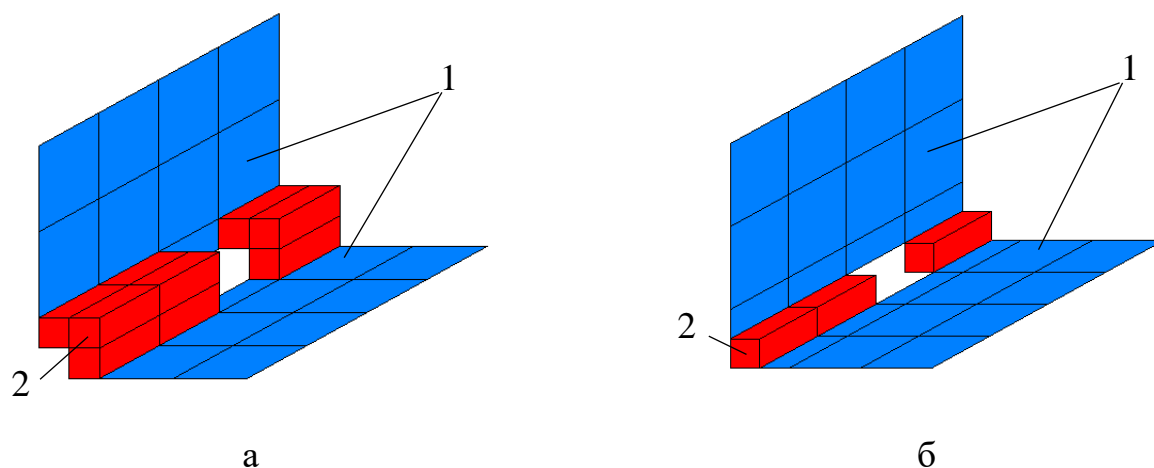
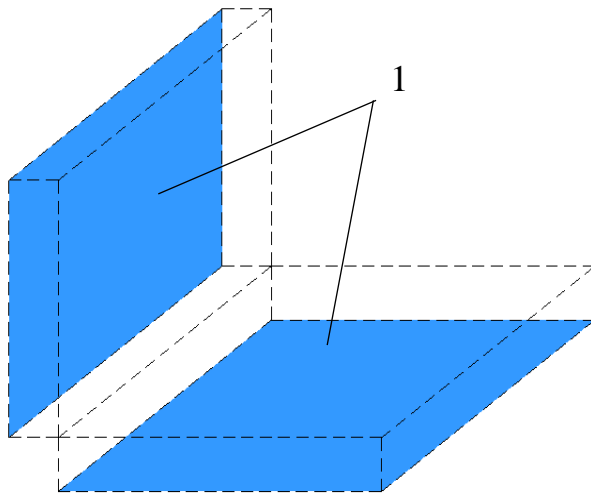


Рисунок 2.1 – Схемы КЭМ:

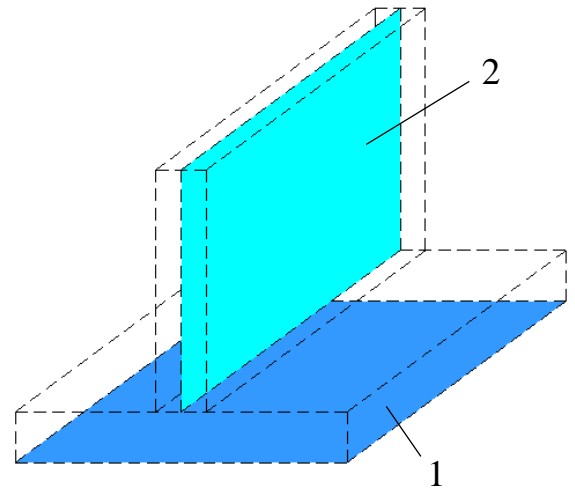
а – КЭМ с тремя КЭ на кронштейн; б – КЭМ с одним КЭ на кронштейн;
1 – КЭМ ТСП; 2 – КЭМ возможной установки межпанельных кронштейнов
(проектная область)

Для того, чтобы создать КЭМ согласно Рисунку 2.1 а, необходимо специальным образом разработать геометрическую модель, алгоритм создания которой представлен ниже.

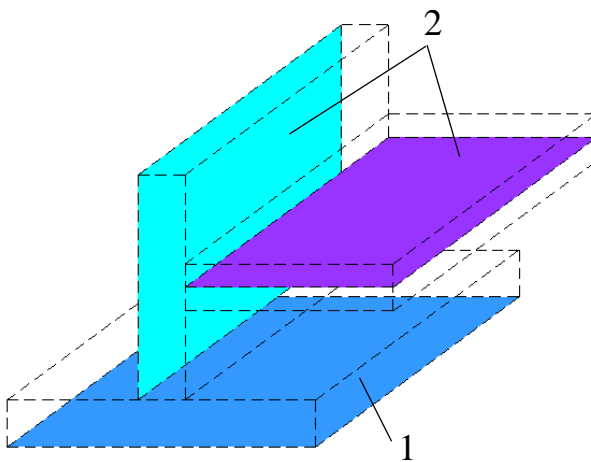
1) Внешние ТСП корпуса моделируются поверхностями по наружной плоскости этих ТСП (Рисунок 2.2 а), внутренние – в зависимости от схемы установки (Рисунок 2.2 б-г). На рисунке штриховой линией показаны габариты ТСП, закрашенной областью – моделируемые поверхности. Допускается смещать плоскость расположения моделируемой поверхности в направлении толщины ТСП при условии, что данная поверхность не выходит за габариты ТСП и не соприкасается, а также не пересекается с поверхностями, которые моделируют смежные ТСП.



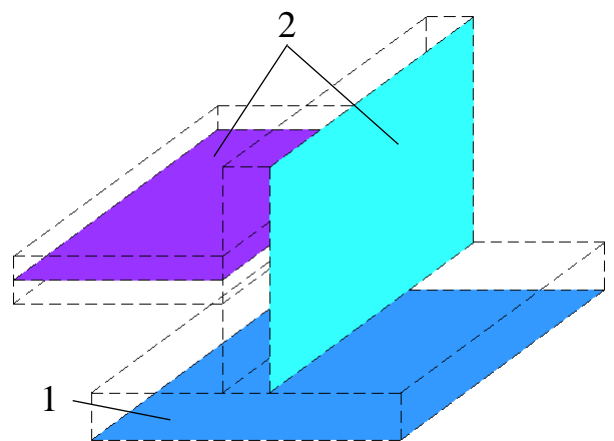
а



б



в



г

Рисунок 2.2 – Схема создания геометрических моделей ТСП:

а – моделирование наружных ТСП;

б – моделирование внутренней ТСП при соединении с наружной;

в – моделирование внутренней ТСП при соединении с внутренней справа;

г – моделирование внутренней ТСП при соединении с внутренней слева;

1 – наружная ТСП; 2 – внутренняя ТСП

2) Далее разрезаются полученные поверхности, как показано на Рисунке 2.3. Ширину полосы (закрашена красным цветом) рекомендуется выбирать равной толщине ТСП или зоне расположения межпанельных кронштейнов.

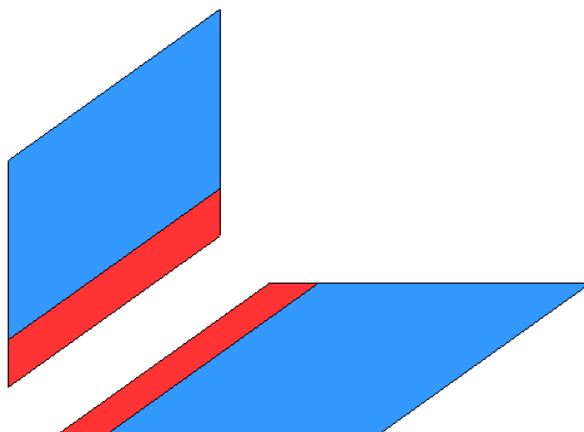


Рисунок 2.3 – Схема разделения поверхностей геометрических моделей ТСП

3) Из полученных полос вытягиваются так называемые «солиды» (твердотельные прямоугольные параллелепипеды) таким образом, чтобы они соединялись с соседними по ребру (Рисунок 2.4). Назовём их вспомогательными.

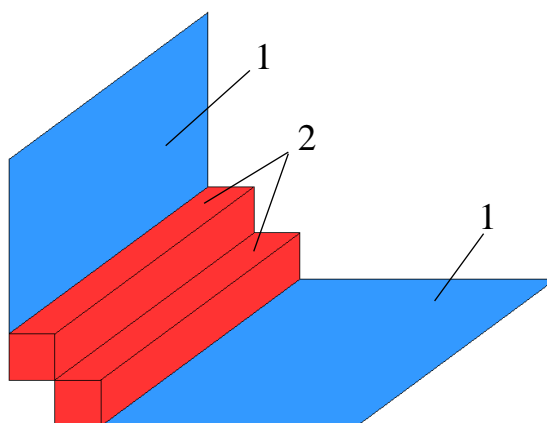


Рисунок 2.4 – Схема создания вспомогательных «солидов»:

1 – модель ТСП; 2 – вспомогательные «солиды»

4) Затем создаётся «солид», соединяющий вспомогательные «солиды» по граням, как показано на Рисунке 2.5. Назовём его основным.

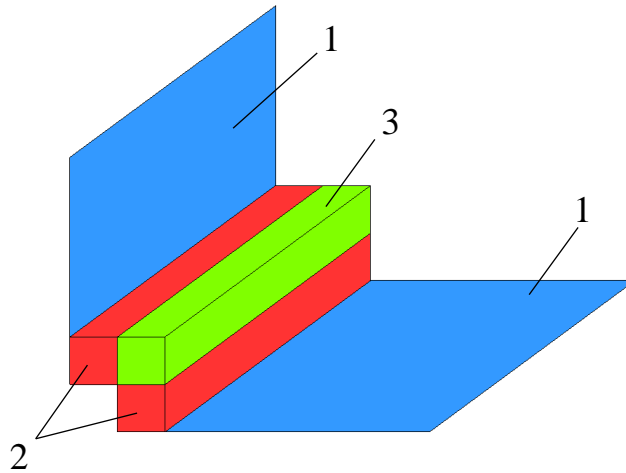
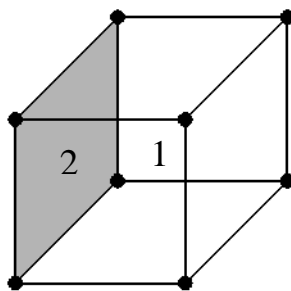


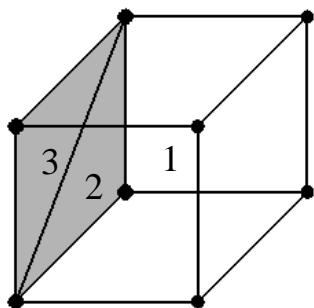
Рисунок 2.5 – Схема создания основных «солидов»:

1 – модель ТСП; 2 – вспомогательные «солиды»; 3 – основной «солид»

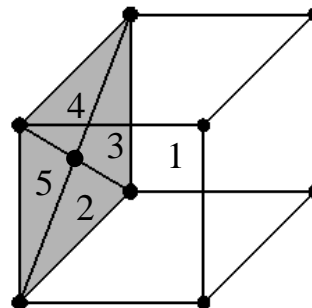
С использованием полученной геометрической модели создаётся КЭМ по правилам моделирования задач на собственные частоты. При этом КЭМ ТСП и проектной области создаётся таким образом, чтобы узлы соприкасающихся граней ТСП с проектной областью совпадали и были «сшиты». Важно отметить, что количество КЭ по толщине и ширине «солида» должно быть равно 1, а по длине – должно совпадать с числом КЭ по длине ТСП (Рисунок 2.1 а), при этом топология плоского КЭ, соприкасающегося с пространственным, должна полностью совпадать с топологией соприкасающейся грани этого пространственного КЭ (Рисунок 2.6).



Правильно



Неправильно



Неправильно

Рисунок 2.6 – К вопросу сопряжения плоских КЭ с пространственными (цифрами обозначены номера КЭ, плоские КЭ закрашены)

Рассматриваемая задача решается методом SIMP топологической оптимизации [55]. В качестве проектных переменных используется виртуальная плотность КЭ проектной области, целевой функцией является масса элементов проектной области, которая минимизируется, ограничения накладываются на частоты собственных колебаний КА, закреплённого по штатным узлам крепления к адаптеру относительно абсолютно жёсткого основания. Важно отметить, что для данной задачи не используются ограничения на прочность и устойчивость, так как практика показывает, что полученное расположение кронштейнов удовлетворяет критериям прочности и устойчивости. В случае, если эти критерии не выполняются из-за недостаточного числа кронштейнов, тогда добавляют новые кронштейны, чтобы данные критерии были выполнены, при этом оставляя на месте старые кронштейны, полученные по данной методике.

Также стоит отметить, что в некоторых случаях продольная жёсткость КА достаточно велика. Тогда, если ограничения накладываются только на нижнюю границу первого фундаментального поперечного тона собственных колебаний КА, то задачу оптимизации можно изменить. В этом случае целевой функцией

будет являться частота собственных колебаний первого тона (или другого тона, если присутствуют локальные тона с частотой собственных колебаний ниже фундаментальной), которая максимизируется. Тогда ограничение накладывается на массу оставшегося материала проектной области после окончания оптимизации.

Таким образом, при заданном числе межпанельных кронштейнов (ограничение на массу проектной области) можно найти такое их расположение, при котором фундаментальная частота поперечных собственных колебаний БКА будет максимальна, т.е. будет максимальный запас по частоте. Более подробно о решении таких задач описано в [12].

2.4 Вариант методики в MSC.Nastran

В большинстве популярных конечно-элементных расчётных комплексах, в том числе MSC.Nastran, топологическая оптимизация проводится с использованием метода SIMP, который предполагает, что каждому КЭ из проектной области соответствует своя проектная переменная (Рисунок 2.7).

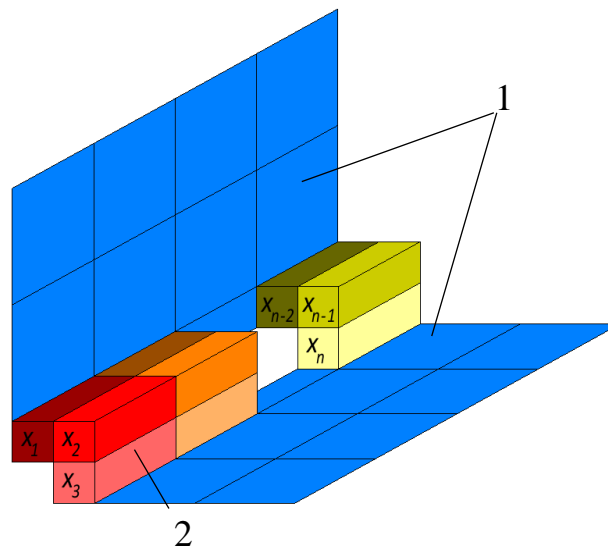


Рисунок 2.7 – Схема КЭМ для варианта методики в MSC.Nastran:

1 – КЭМ ТСП; 2 – КЭМ возможной установки межпанельных кронштейнов
(проектная область)

Тогда в соответствии с методом SIMP проектные переменные определяют характеристики материала каждого КЭ по следующим соотношениям:

$$\rho_i = x_i \rho_{mat}, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (2.1)$$

$$E_i = x_i^p E_{mat}, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (2.2)$$

где ρ_i – плотность материала i -го КЭ;

x_i – i -я проектная переменная, меняющаяся в пределах от 0 до 1, где граничные значения показывают: 0 – отсутствие материала, 1 – наличие материала;

ρ_{mat} – плотность материала кронштейнов;

i – номер проектной переменной;

n – число проектных переменных;

E_i – модуль упругости материала i -го КЭ;

p – параметр штрафа;

E_{mat} – модуль упругости материала кронштейнов.

Целевой функцией задачи оптимизации является масса элементов проектной области, которая минимизируется:

$$m(X) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i = \rho_{mat} \sum_{i=1}^n x_i V_i, \quad (2.3)$$

где $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}^T$ – вектор проектных переменных;

V_i – объём i -го КЭ из проектной области.

Ограничения накладываются на частоты собственных колебаний конструкции:

$$g_{kl}(X) = \bar{\xi}_t^{kl} - \xi_t^{kl}(X) \leq 0, \quad kl = 1, 2, \dots, ql, \quad t \leq N, \quad (2.4)$$

$$g_{ku}(X) = \xi_t^{ku}(X) - \bar{\xi}_t^{ku} \leq 0, \quad ku = 1, 2, \dots, qu, \quad t \leq N, \quad (2.5)$$

где kl, ku – номер ограничения частоты собственных колебаний снизу и сверху соответственно;

t – номер тона, на который накладывается ограничение;

$\bar{\xi}_t^{kl}, \bar{\xi}_t^{ku}$ – ограничение на собственное значение t -го тона, соответствующего

kl -ому и ku -ому ограничению соответственно;

ξ_t^{kl}, ξ_t^{ku} – собственное значение t -го тона, на которое накладывается kl -ое и ku -ое ограничение соответственно;

ql, qu – число нижних и верхних ограничений соответственно;

N – число степеней свободы задачи.

Достоинство описанного варианта методики заключается в его универсальности, так как его можно использовать практически в любых конечно-элементных программных комплексах, поддерживающих решение задач топологической оптимизации с применением метода SIMP. Другое немаловажное преимущество использования данной методики в популярных программных комплексах КЭ моделирования заключается в возможности объединять или комбинировать рассматриваемую задачу с другими, например, с задачами на продольную устойчивость корпуса или на прочность ТСП.

Главным недостатком данного варианта методики является тот факт, что каждый межпанельный кронштейн описывается не менее чем тремя проектными переменными. Это приводит к увеличению размерности задачи оптимизации и, как следствие, к увеличению времени расчёта. Также существуют некоторые проблемы при интерпретации результатов ввиду разных значений проектных переменных для одного кронштейна.

Стоит отметить, что в MSC.Nastran имеется возможность использовать одну проектную переменную на один межпанельный кронштейн, однако это является сложной и трудоёмкой задачей в части формирования КЭМ, что не соответствует требованиям, предъявляемым к данной методике.

2.5 Вариант методики в специальном программном обеспечении

Необходимость варианта методики в СПО обоснована требованием к сокращению времени расчёта рассматриваемой задачи. Так в данном варианте, в отличие от предыдущего, межпанельный кронштейн моделируется не тремя проектными переменными (Рисунок 2.7), а одной (Рисунок 2.8), что позволяет сократить размерность задачи оптимизации в три раза.

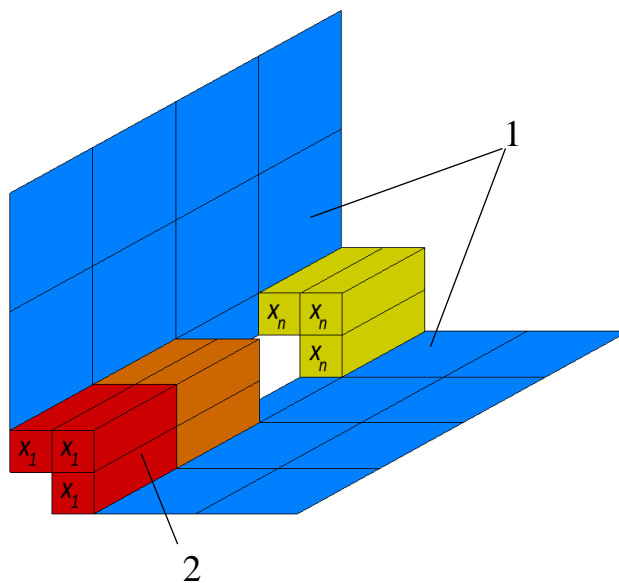


Рисунок 2.8 – Схема КЭМ для варианта методики в СПО:

1 – КЭМ ТСП; 2 – КЭМ возможной установки межпанельных кронштейнов
(проектная область)

Так как один кронштейн моделируется тремя КЭ, то необходимо, чтобы одна проектная переменная изменяла характеристики материала трёх КЭ, в более общем случае – группы КЭ. Для этого модифицируем метод SIMP.

Характеристики материала КЭ всё также будут изменяться в зависимости от проектной переменной по формулам (2.1), (2.2).

Массу проектной области для модифицированного метода SIMP определим следующим образом:

$$m(X) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{s_i} \rho_i V_{ij} = \rho_{mat} \sum_{i=1}^n \left(x_i \sum_{j=1}^{s_i} V_{ij} \right), \quad (2.6)$$

где j – номер КЭ в i -ой группе КЭ, соответствующей i -ой проектной переменной;

V_{ij} – объём j -го КЭ в i -ой группе КЭ, соответствующей i -ой проектной переменной;

s_i – число КЭ в i -ой группе КЭ.

Масса, определяемая по формуле (2.6), которая является целевой функцией и минимизируется. Для удовлетворения требований по частотам основных тонов собственных колебаний КА задаются ограничения по формулам (2.4), (2.5).

Для решения поставленной задачи оптимизации воспользуемся методами нелинейного математического программирования [3, 16, 45]. Функцию Лагранжа запишем в виде

$$L(X) = m(X) + \sum_{kl=1}^{ql} \lambda_{kl} g_{kl}(X) + \sum_{ku=1}^{qu} \lambda_{ku} g_{ku}(X), \quad (2.7)$$

где $\lambda_{kl}, \lambda_{ku}$ – неопределённые множители Лагранжа.

Для задачи (2.7) необходимые условия Каруша-Куна-Таккера [63, 4, 22] запишем в виде

$$\frac{\partial L(X^*)}{\partial x_i} = 0, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (2.8)$$

$$\lambda_{kl} g_{kl}(X^*) = 0, \quad kl = 1, 2, \dots, ql, \quad (2.9)$$

$$\lambda_{ku} g_{ku}(X^*) = 0, \quad ku = 1, 2, \dots, qu, \quad (2.10)$$

$$\lambda_{kl} \geq 0, \quad kl = 1, 2, \dots, ql, \quad (2.11)$$

$$\lambda_{ku} \geq 0, \quad ku = 1, 2, \dots, qu, \quad (2.12)$$

где X^* – оптимальная точка в пространстве проектных переменных.

Подставим в (2.8) выражение (2.7):

$$\frac{\partial L}{\partial x_i} = \frac{\partial m}{\partial x_i} + \sum_{kl=1}^{ql} \lambda_{kl} \frac{\partial g_{kl}}{\partial x_i} + \sum_{ku=1}^{qu} \lambda_{ku} \frac{\partial g_{ku}}{\partial x_i} = 0, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (2.13)$$

В выражении (2.13) перенесём первое слагаемое в правую часть и поделим обе части равенства на него с обратным знаком. Тогда получим критерий оптимальности в виде

$$A = -\frac{1}{\frac{\partial m}{\partial x_i}} \left(\sum_{kl=1}^{ql} \lambda_{kl} \frac{\partial g_{kl}}{\partial x_i} + \sum_{ku=1}^{qu} \lambda_{ku} \frac{\partial g_{ku}}{\partial x_i} \right) = 1. \quad (2.14)$$

Определим производные входящие в уравнение (2.14). Подставим в производные ограничений выражения (2.4) и (2.5):

$$\frac{\partial g_{kl}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\xi}^{kl} - \xi_t^{kl}(X)) = -\frac{\partial \xi_t^{kl}}{\partial x_i}. \quad (2.15)$$

$$\frac{\partial g_{ku}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} (\xi_t^{ku}(X) - \bar{\xi}^{ku}) = \frac{\partial \xi_t^{ku}}{\partial x_i}. \quad (2.16)$$

Для определения производной по собственному значению рассмотрим обобщённую задачу на собственные значения [19, 6, 37]:

$$([K] - \xi_t[M])\{W_t\} = 0, \quad \{W_t\} \neq 0 \quad (2.17a)$$

или

$$[K]\{W_t\} = \xi_t[M]\{W_t\}, \quad \{W_t\} \neq 0, \quad (2.17b)$$

где K – матрица жёсткости системы;

M – матрица масс системы;

W_t – собственный вектор t -го тона.

Умножив слева левую и правую часть (2.17b) на $\{W_t\}^T$, получим:

$$\{W_t\}^T [K] \{W_t\} = \xi_t \{W_t\}^T [M] \{W_t\}. \quad (2.18)$$

Продифференцируем левую и правую части выражения (2.18) по проектным переменным:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \{W_t\}^T}{\partial x_i} [K] \{W_t\} + \{W_t\}^T \frac{\partial [K]}{\partial x_i} \{W_t\} + \{W_t\}^T [K] \frac{\partial \{W_t\}}{\partial x_i} &= \frac{\partial \xi_t}{\partial x_i} \{W_t\}^T [M] \{W_t\} + \\ + \xi_t \frac{\partial \{W_t\}^T}{\partial x_i} [M] \{W_t\} + \xi_t \{W_t\}^T \frac{\partial [M]}{\partial x_i} \{W_t\} + \xi_t \{W_t\}^T [M] \frac{\partial \{W_t\}}{\partial x_i}. \end{aligned} \quad (2.19)$$

Сгруппируем слагаемые (2.19) по производным и перенесём слагаемое с множителем $\frac{\partial \xi_t}{\partial x_i}$ влево, а остальные все вправо:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \xi_t}{\partial x_i} \{W_t\}^T [M] \{W_t\} &= \frac{\partial \{W_t\}^T}{\partial x_i} ([K] - \xi_t [M]) \{W_t\} + \{W_t\}^T \frac{\partial [K]}{\partial x_i} \{W_t\} + \\ &+ \{W_t\}^T ([K] - \xi_t [M]) \frac{\partial \{W_t\}}{\partial x_i} - \xi_t \{W_t\}^T \frac{\partial [M]}{\partial x_i} \{W_t\}. \end{aligned} \quad (2.20)$$

Проведём нормировку собственных векторов относительно матрицы масс таким образом, чтобы выполнялось соотношение [95]:

$$\{\bar{W}_t\}^T [M] \{\bar{W}_t\} = E, \quad (2.21)$$

где \bar{W}_t – нормированный собственный вектор t -го тона относительно матрицы масс;

E – единичная матрица.

Тогда, учитывая (2.17а) и (2.21), упростим выражение (2.20):

$$\frac{\partial \xi_t}{\partial x_i} = \{\bar{W}_t\}^T \frac{\partial [K]}{\partial x_i} \{\bar{W}_t\} - \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \frac{\partial [M]}{\partial x_i} \{\bar{W}_t\}. \quad (2.22)$$

Используя теорию МКЭ [88, 23, 18] определим производные матрицы жёсткости и матриц масс по проектным переменным.

Матрицу жёсткости системы определим, как

$$[K] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{s_i} \left([B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \right), \quad (2.23)$$

где B_{ij} – булева матрица i -го КЭ для включения его матрицы жёсткости и матрицы масс в матрицу жёсткости и матрицу масс системы;

K_e^{ij} – матрица жёсткости i -го КЭ.

Матрицу жёсткости КЭ определим, как

$$[K_e^{ij}] = [T_{ij}]^T \left(\int_{V_e} [D_{ij}]^T [C_{ij}] [D_{ij}] dV \right) [T_{ij}], \quad (2.24)$$

где T_{ij} – матрица преобразования координат из локальной системы координат i -го КЭ в глобальную систему координат системы;

D_{ij} – матрица деформации i -го КЭ;

C_{ij} – матрица коэффициентов упругости материала i -го КЭ;

V_e – объём i -го КЭ.

Для изотропного материала матрица коэффициентов упругости определяется следующим образом:

$$[C_{ij}] = E_i \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{12} & 0 & 0 & 0 \\ c_{12} & c_{11} & c_{12} & 0 & 0 & 0 \\ c_{12} & c_{12} & c_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G \end{bmatrix} = E_i [\bar{C}_{ij}], \quad (2.25)$$

$$c_{11} = \frac{(1 - \nu)}{(1 - 2\nu)(1 + \nu)}, \quad c_{12} = \frac{\nu}{(1 - 2\nu)(1 + \nu)}, \quad G = \frac{1}{2(1 + \nu)},$$

где E_i – модуль упругости материала, соответствующий i -ой переменной;

ν – коэффициент Пуассона материала.

Подставим (2.2), (2.24) и (2.25) в (2.23):

$$[K] = \sum_{i=1}^n x_i^p \sum_{j=1}^{s_i} \left([B_{ij}]^T E_{mat} [T_{ij}]^T \left(\int_{V_e} [D_{ij}]^T [\bar{C}_{ij}] [D_{ij}] dV \right) [T_{ij}] [B_{ij}] \right). \quad (2.26)$$

Продифференцируем выражение (2.26) по проектным переменным:

$$\frac{\partial [K]}{\partial x_i} = p x_i^{p-1} \sum_{j=1}^{s_i} \left([B_{ij}]^T E_{mat} [T_{ij}]^T \left(\int_{V_e} [D_{ij}]^T [\bar{C}_{ij}] [D_{ij}] dV \right) [T_{ij}] [B_{ij}] \right). \quad (2.27)$$

Анализируя (2.27) нетрудно заметить, что

$$\frac{\partial [K_e^{ij}]}{\partial x_i} = \frac{p}{x_i} [K_e^{ij}]. \quad (2.28)$$

Тогда, учитывая (2.28), упростим (2.27):

$$\frac{\partial [K]}{\partial x_i} = \frac{p}{x_i} \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}]. \quad (2.29)$$

Матрицу масс системы определим, как

$$[M] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{s_i} \left([B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \right), \quad (2.30)$$

где M_e^{ij} – матрица масс i -го КЭ.

Матрицу масс КЭ определим, как

$$[M_e^{ij}] = [T_{ij}]^T \left(\int_{V_e} \rho_i [N_{ij}]^T [N_{ij}] dV \right) [T_{ij}], \quad (2.31)$$

где N_{ij} – матрица форм i -го КЭ.

Подставим (2.1), (2.31) в (2.30):

$$[M] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{s_i} \left([B_{ij}]^T x_i \rho_{mat} [T_{ij}]^T \left(\int_{V_e} [N_{ij}]^T [N_{ij}] dV \right) [T_{ij}] [B_{ij}] \right). \quad (2.32)$$

Продифференцируем выражение (2.32) по проектным переменным:

$$\frac{\partial [M]}{\partial x_i} = \sum_{j=1}^{s_i} \left([B_{ij}]^T \rho_{mat} [T_{ij}]^T \left(\int_{V_e} [N_{ij}]^T [N_{ij}] dV \right) [T_{ij}] [B_{ij}] \right). \quad (2.33)$$

Анализируя (2.33), нетрудно заметить, что

$$\frac{\partial [M_e^{ij}]}{\partial x_i} = \frac{1}{x_i} [M_e^{ij}]. \quad (2.34)$$

Тогда, учитывая (2.34), упростим (2.33):

$$\frac{\partial [M]}{\partial x_i} = \frac{1}{x_i} \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}]. \quad (2.35)$$

Подставим (2.29) и (2.35) в (2.22):

$$\frac{\partial \xi_t}{\partial x_i} = \frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\}. \quad (2.36)$$

Тогда выражения (2.15), (2.16) с учётом (2.36) примут вид:

$$\frac{\partial g_{kl}}{\partial x_i} = \frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\}, \quad (2.37)$$

$$\frac{\partial g_{ku}}{\partial x_i} = \frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\}. \quad (2.38)$$

Определим производную по массе. Для этого продифференцируем выражение (2.6) по проектным переменным:

$$\frac{\partial m}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho_{mat} \sum_{i=1}^n \left(x_i \sum_{j=1}^{s_i} V_{ij} \right) \right) = \rho_{mat} \sum_{j=1}^{s_i} V_{ij}. \quad (2.39)$$

Тогда с учётом (2.37) – (2.39) выражение (2.14) примет вид:

$$A = - \frac{1}{\rho_{mat} \sum_{j=1}^{s_i} V_{ij}} \cdot \left[\sum_{kl=1}^{ql} \lambda_{kl} \left(\frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} \right) + \right. \quad (2.40)$$

$$\left. + \sum_{ku=1}^{qu} \lambda_{ku} \left(\frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} \right) \right] = 1.$$

Примечание: полученные уравнения справедливы и для первого варианта методики. В этом случае число КЭ в i -ой группе КЭ s_i равно 1.

Достоинством данного варианта методики является тот факт, что каждый межпанельный кронштейн описывается одной проектной переменной. Это приводит к уменьшению числа проектных переменных в три раза по отношению к первому варианту методики, что значительно сокращает время расчёта. Ещё одно преимущество заключается в простоте интерпретации результатов, так как КЭ одного кронштейна имеют одинаковую виртуальную плотность.

Недостаток данного варианта методики заключается в том, что для него необходимо СПО, которое, как правило, не имеет возможности решать другого типа задачи, или объединять их с рассматриваемой.

Для решения рассматриваемой задачи в данном варианте методики разработаем итерационную схему для вычисления проектных переменных. За основу принята итерационная схема алгоритма 4 диссертации на соискание доктора технических наук Болдырева А.В. [8].

Для данной задачи графическое представление итерационной схемы показано на Рисунке 2.9.

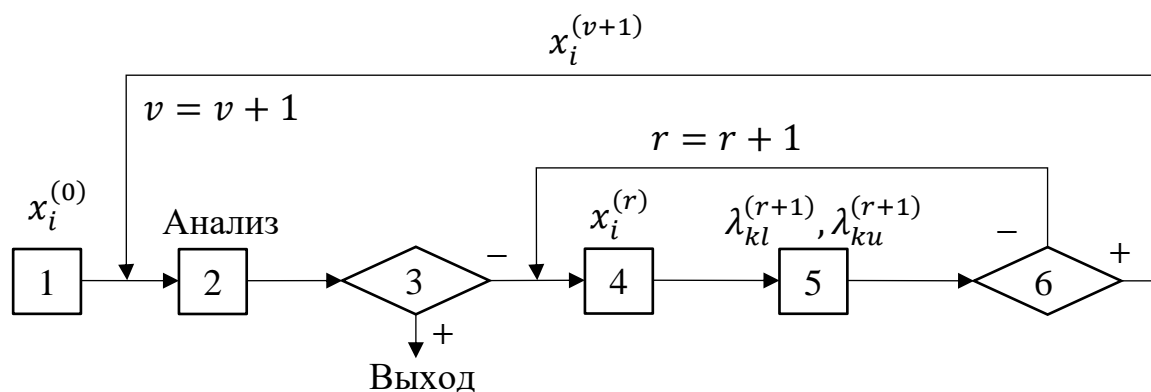


Рисунок 2.9 – Итерационная схема

В блоке 1 задаётся исходное распределение материала $x_i^{(0)}$ по всем элементам конструкции. Задаются положительные значения множителей Лагранжа, например $\lambda_{kl}^{(0)} = \lambda_{ku}^{(0)} = 1$.

Движение в области поиска осуществляется на основе последовательного чередования «пробных» и «рабочих» шагов.

«Рабочий» шаг характерен тем, что для него выполняется анализ на частоты и формы тонов собственных колебаний и по формулам (2.37) – (2.39) определяются коэффициенты чувствительности (блок 2).

На этапе «пробных» шагов необходимо определить проектные переменные (блок 4). Согласно [2] рекуррентная формула для проектной переменной может быть представлена как

$$x_i^{(r+1)} = x_i^{(r)} \cdot A\gamma, \quad (2.41)$$

где γ – коэффициент, определяющий размер шага в пространстве проектных переменных.

Тогда подставляя в (2.41) выражение (2.40), получим:

$$x_i^{(r+1)} = x_i^{(r)} \cdot \left\{ -\frac{1}{\rho_{mat} \sum_{j=1}^{s_i} V_{ij}} \left[\sum_{kl=1}^{q_l} \lambda_{kl} \left(\frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \right. \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} \right) + \sum_{ku=1}^{q_u} \lambda_{ku} \left(\frac{p}{x_i} \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [K_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} - \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{1}{x_i} \xi_t \{\bar{W}_t\}^T \sum_{j=1}^{s_i} [B_{ij}]^T [M_e^{ij}] [B_{ij}] \{\bar{W}_t\} \right) \right] \right\}^{\frac{1}{\gamma}} \quad (2.42a)$$

или в более краткой форме записи:

$$x_i^{(r+1)} = x_i^{(r)} \cdot \left[-\frac{1}{\frac{\partial m^{(r)}}{\partial x_i}} \left(\sum_{kl=1}^{ql} \lambda_{kl}^{(r)} \frac{\partial g_{kl}^{(r)}}{\partial x_i} + \sum_{ku=1}^{qu} \lambda_{ku}^{(r)} \frac{\partial g_{ku}^{(r)}}{\partial x_i} \right) \right]^{\frac{1}{\gamma}}. \quad (2.426)$$

Тогда с учётом итерационной схемы Рисунка 2.9 перепишем (2.426) в виде:

$$x_i^{(r)} = x_i^{(v)} \cdot \left[-\frac{1}{\frac{\partial m^{(v)}}{\partial x_i}} \left(\sum_{kl=1}^{ql} \lambda_{kl}^{(r)} \frac{\partial g_{kl}^{(v)}}{\partial x_i} + \sum_{ku=1}^{qu} \lambda_{ku}^{(r)} \frac{\partial g_{ku}^{(v)}}{\partial x_i} \right) \right]^{\frac{1}{\gamma}}. \quad (2.43)$$

Для увеличения скорости сходимости, а также для обхода вычислительных проблем, связанных с возможным появлением отрицательных проектных переменных, формула (2.43) была доработана следующим образом:

$$x_i^{(r)} = x_i^{(v)} \left\{ \frac{1}{f \left(\left| \alpha \frac{\partial m^{(v)}}{\partial x_i} \right| \right)} \cdot \left[\sum_{kl=1}^{ql} f \left(\left| \lambda_{kl}^{(r)} \frac{\partial g_{kl}^{(v)}}{\partial x_i} \right| \right) + \sum_{ku=1}^{qu} f \left(\left| \lambda_{ku}^{(r)} \frac{\partial g_{ku}^{(v)}}{\partial x_i} \right| \right) \right] \right\}^{\frac{1}{\gamma}}, \quad (2.44)$$

где $f(y) = \begin{cases} e^y, & y < 1 \\ e \cdot y, & y \geq 1 \end{cases}$ – функция, необходимая для увеличения скорости сходимости итерационной схемы;

α – масштабный коэффициент, необходимый для изменения влияния коэффициента чувствительности массы.

На этапе «пробных» шагов строятся линейные аппроксимации функциональных ограничений (блок 5):

$$g_{kl}^{(r)} = g_{kl}^{(v)} + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g_{kl}^{(v)}}{\partial x_i} (x_i^{(r)} - x_i^{(v)}), \quad (2.45)$$

$$g_{ku}^{(r)} = g_{ku}^{(v)} + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g_{ku}^{(v)}}{\partial x_i} (x_i^{(r)} - x_i^{(v)}). \quad (2.46)$$

Далее назначаются новые значения множителей Лагранжа (блок 6):

$$\lambda_{kl}^{(r+1)} = \lambda_{kl}^{(r)} e^{\frac{g_{kl}^{(r)}}{\theta}}, \quad (2.47)$$

$$\lambda_{ku}^{(r+1)} = \lambda_{ku}^{(r)} e^{\frac{g_{ku}^{(r)}}{\theta}}, \quad (2.48)$$

где θ – коэффициент, определяющий размер шага в пространстве множителей Лагранжа.

Рекуррентные соотношения (2.44) – (2.48) позволяют итерационно определять значения проектных переменных, удовлетворяющих критерию оптимальности (2.14) для ограничений на частоты собственных колебаний. Расчёты в блоках 4 и 5 повторяются по условиям сходимости блока 6, когда не нарушаются ограничения. После достижения сходимости или исчерпания возможного числа итераций для внутреннего цикла полученные значения проектных переменных принимаются в качестве исходных для блока 2 для определения новых значений собственных частот, форм и коэффициентов чувствительности. Расчёт во внешнем цикле прекращается, если достигнута сходимость алгоритма по целевой функции или проектным переменным, или исчерпано заданное число итераций.

Внутренний цикл итерационной схемы (блоки 4 – 6) представляет собой так называемый оптимизатор, а используемые в нём рекуррентные соотношения (2.44) – (2.48) образуют приближённую модель.

Стоит отметить, что представленный оптимизатор рекомендуется применять в исследовательских целях, для промышленного применения методики стоит использовать алгоритм IPOPT [123], который хорошо себя зарекомендовал в задачах оптимизации с большим количеством проектных переменных. В качестве значений функций чувствительности в алгоритм IPOPT следует передавать значения, определяемые по формулам (2.37) – (2.39).

Для решения рассматриваемой задачи в данном варианте методики по указанной итерационной схеме разработано СПО «Determination of Installation Location for Interpanel Brackets (DILIB)».

2.6 Специальное программное обеспечение DILIB

2.6.1 Общие сведения о программе

СПО «Determination of Installation Location for Interpanel Brackets (DILIB)» является приложением, написанным на языке программирования C++11. Программа реализована для операционной системы Windows 7 и выше. Объем программы составляет 939 КБайт.

СПО DILIB имеет два интерфейса:

- консольный (исполняемый файл DILIB_cmd.exe);
- графический (исполняемый файл DILIB_GUI.exe).

Консольный интерфейс (Рисунок 2.10 а) позволяет встраивать СПО DILIB в другие программы или скрипты, однако он неудобен с точки зрения разового использования пользователем (необходимо вводить вручную директорию и имя входного файла).

Графический интерфейс (Рисунок 2.10 б) удобно использовать для разового применения, но не подходит для исполнения из других программ или скриптов, так как, например, если запуск СПО DILIB находится в цикле, то каждый раз придётся вручную выбирать файл.

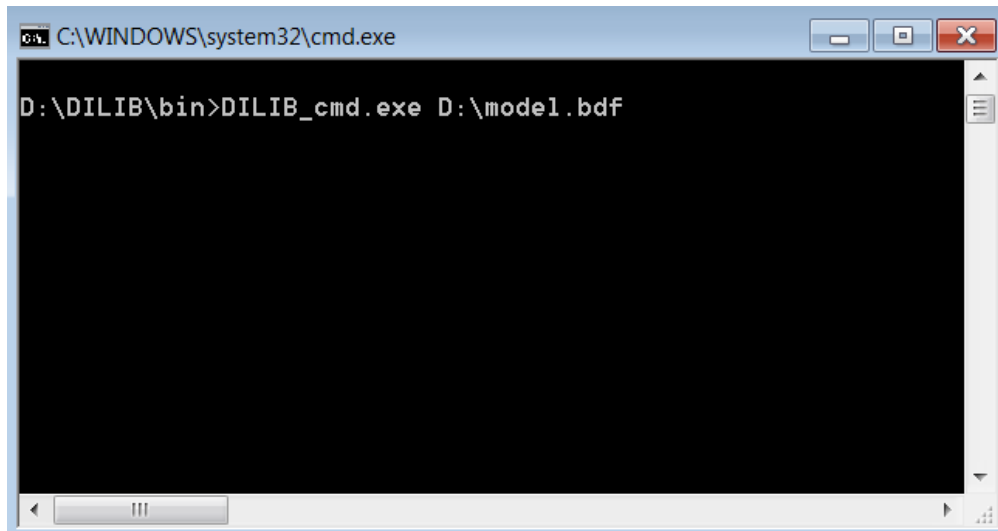
СПО DILIB работает совместно с MSC.Nastran (Рисунок 2.11), который используется для решения задачи на собственные значения на каждой итерации. Использование MSC.Nastran для решения задач на собственные значения обоснованно достоверностью получаемых с помощью него результатов, подтверждённых многолетней практикой применения данного продукта. Самостоятельный запуск СПО DILIB без использования решателя MSC.Nastran или ему подобного невозможен.

Каталог СПО DILIB представлен на Рисунке 2.12. В папке bin находятся исполняемые файлы для запуска программы с использованием различных интерфейсов и файлы подключаемой стандартной библиотеки C++.

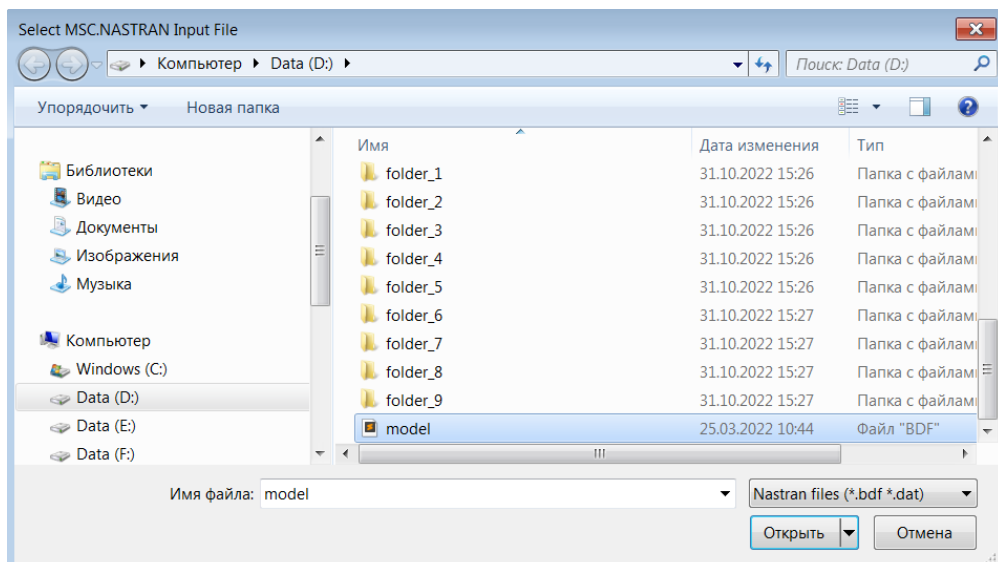
В папке conf находятся два конфигурационных файла:

- searchTemplate.conf, содержащий шаблон поиска собственных значений и собственных векторов в файлах расширения .f06, генерируемых MSC.Nastran;
- setting.conf, содержащий путь к исполняемому файлу MSC.Nastran и входные команды MSC.Nastran.

В папке reference находятся справочные материалы. Файл readme.txt содержит общую информацию о СПО DILIB.



а



б

Рисунок 2.10 – Интерфейс СПО DILIB:

а – консольный; б – графический

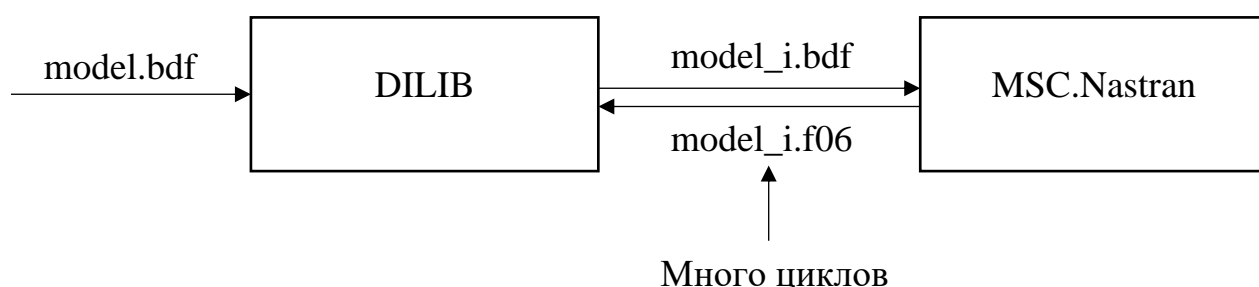


Рисунок 2.11 – Схема взаимодействия СПО DILIB с MSC.Nastran

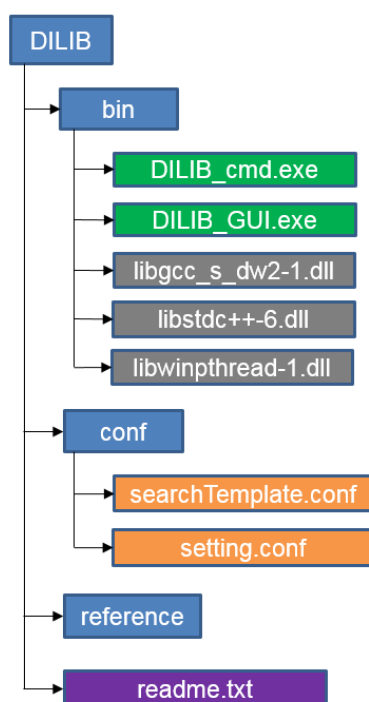


Рисунок 2.12 – Каталог СПО DILIB

2.6.2 Алгоритм работы программы

Рассмотрим общий алгоритм работы СПО DILIB (Рисунок 2.13). На вход программы подаётся bdf-файл, созданный специальным образом (более подробно о его формировании представлено в Разделе 2.6.6). Далее этот файл обрабатывается, и запускается цикл оптимизации.

На каждом цикле оптимизации создаётся bdf-файл для MSC.Nastran, где для каждой группы КЭ, соответствующих проектной области, создаётся отдельное свойство и материал, характеристики которого определяются по

формулам (2.1) и (2.2). Затем запускается MSC.Nastran, который решает задачу на собственные значения для данного цикла и записывает результаты в файл f06.

После обработки файла результатов f06 проводится отсев ограничений. Он необходим для сокращения времени расчёта. Основной смысл заключается в отключении ограничений для текущей итерации, которые выполняются с большим запасом. Это позволяет не вычислять для них коэффициенты чувствительности, определение которых является весьма затратной операцией. Алгоритм отсева ограничений представлен в Разделе 2.6.3.

Следующим шагом записываются промежуточные результаты, и проводится анализ «жёсткой» сходимости. Сходимость называется «жёсткой», если она определяется по результатам расчёта по МКЭ [94]. Алгоритм вычисления «жёсткой» сходимости представлен в Разделе 2.6.4. При удовлетворении условий «жёсткой» сходимости записываются окончательные результаты, и работа программы завершается.

В случае неудовлетворения условий «жёсткой» сходимости проводится анализ чувствительности, где определяются коэффициенты чувствительности по формулам (2.37) – (2.39).

Далее полученные коэффициенты передаются в оптимизатор, в котором определяются новые значения проектных переменных по формулам (2.44) – (2.48).

После проводится проверка на «мягкую» сходимость. Сходимость называется «мягкой», если она определяется по результатам расчёта по приближённой модели [94]. Алгоритм вычисления «мягкой» сходимости представлен в Разделе 2.6.4. При удовлетворении условий «мягкой» сходимости записываются окончательные результаты, и работа программы завершается.

В случае неудовлетворения условий «мягкой» сходимости начинается новый цикл. Работа программы завершается при условии выполнения «жёсткой» или «мягкой» сходимости, или при достижении наперёд заданного предельного числа циклов.

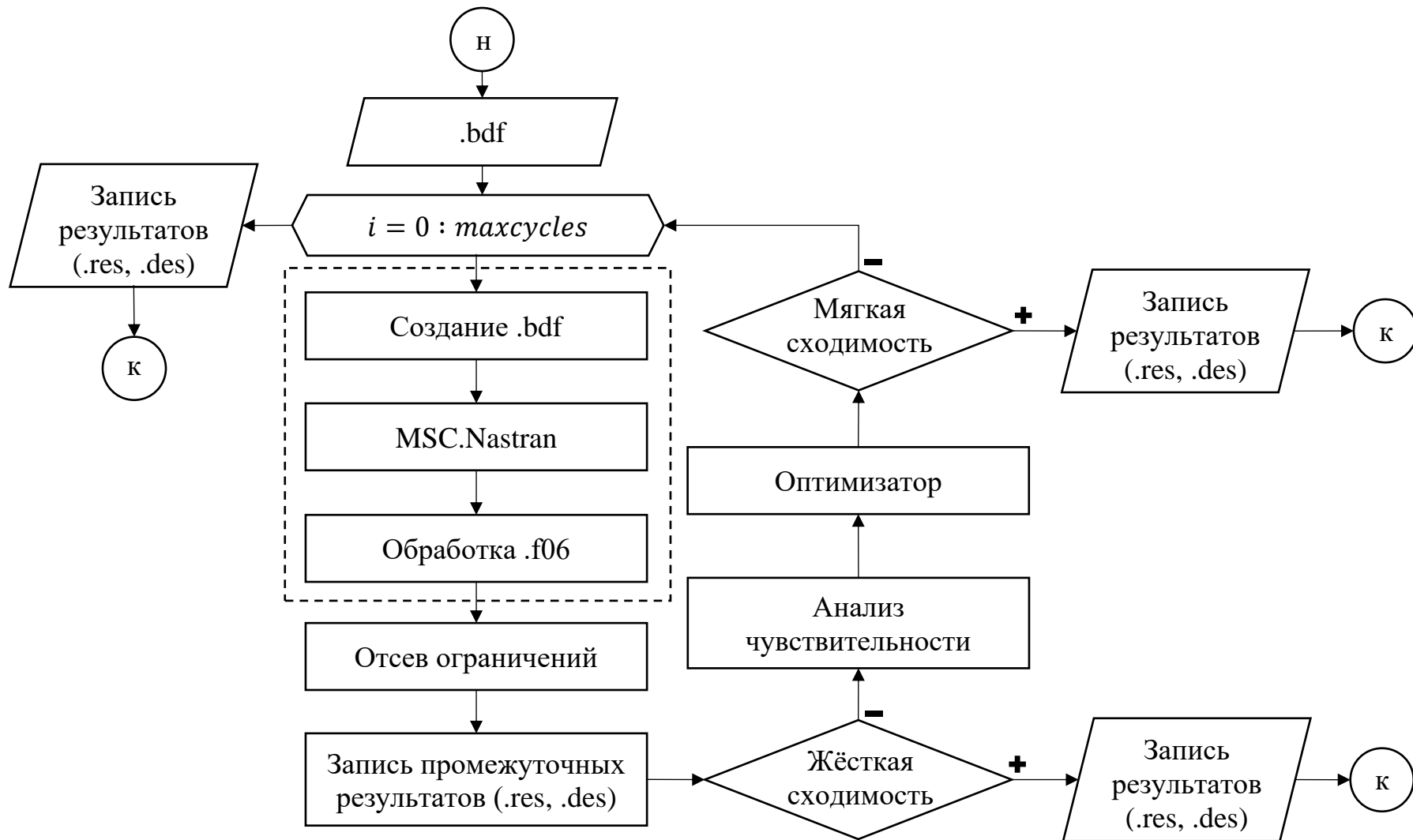


Рисунок 2.13 – Общая схема работы DILIB

2.6.3 Алгоритм отсева ограничений

При использовании принятой итерационной схемы ключевое влияние на изменение проектных переменных оказывают коэффициенты чувствительности (формула (2.44)). Определение этих коэффициентов является одной из самых затратных с точки зрения времени выполнения процедур. Поэтому при большом количестве ограничений время решения задачи значительно увеличивается. Одним из способов сокращения времени работы программы, является отключение ограничений, которые выполняются с большим запасом.

Ограничения, которые участвуют в цикле оптимизации будем называть действующими, а не участвующие – недействующими. Необходимость отключения ограничений определяется на каждом цикле оптимизации. Для недействующих ограничений не вычисляются коэффициенты чувствительности, что значительно сокращает время расчёта.

Для процедуры отсева ограничений, используются нормированные значения ограничений, которые определяются по следующим соотношениям:

$$\bar{g}_{kl}(X) = \begin{cases} \frac{\bar{\xi}_t^{kl} - \xi_t^{kl}(X)}{\bar{\xi}_t^{kl}}, & \bar{\xi}_t^{kl} > k_g \\ \frac{\bar{\xi}_t^{kl} - \xi_t^{kl}(X)}{k_g}, & \bar{\xi}_t^{kl} \leq k_g \end{cases}, \quad kl = 1, 2, \dots, ql, t \leq N, \quad (2.49)$$

$$\bar{g}_{ku}(X) = \begin{cases} \frac{\xi_t^{ku}(X) - \bar{\xi}_t^{ku}}{\bar{\xi}_t^{ku}}, & \bar{\xi}_t^{ku} > k_g \\ \frac{\xi_t^{ku}(X) - \bar{\xi}_t^{ku}}{k_g}, & \bar{\xi}_t^{ku} \leq k_g \end{cases}, \quad ku = 1, 2, \dots, qu, t \leq N, \quad (2.50)$$

где $k_g = 0,001$ – коэффициент нормировки ограничений.

Для определения понятий действующих и недействующих ограничений, а также нарушенных ограничений рассмотрим пример, представленный на Рисунке 2.14. На нём представлен график изменения нормированного ограничения в зависимости от проектной переменной. Из него видно, что нормированные ограничения, значения которых выше значения СТ (по

умолчанию равен минус 0,03) являются действующими, иначе недействующими. Так, в рассматриваемом примере ограничение будет действующим, если проектная переменная изменяется в диапазоне от 0,11 до 0,73.

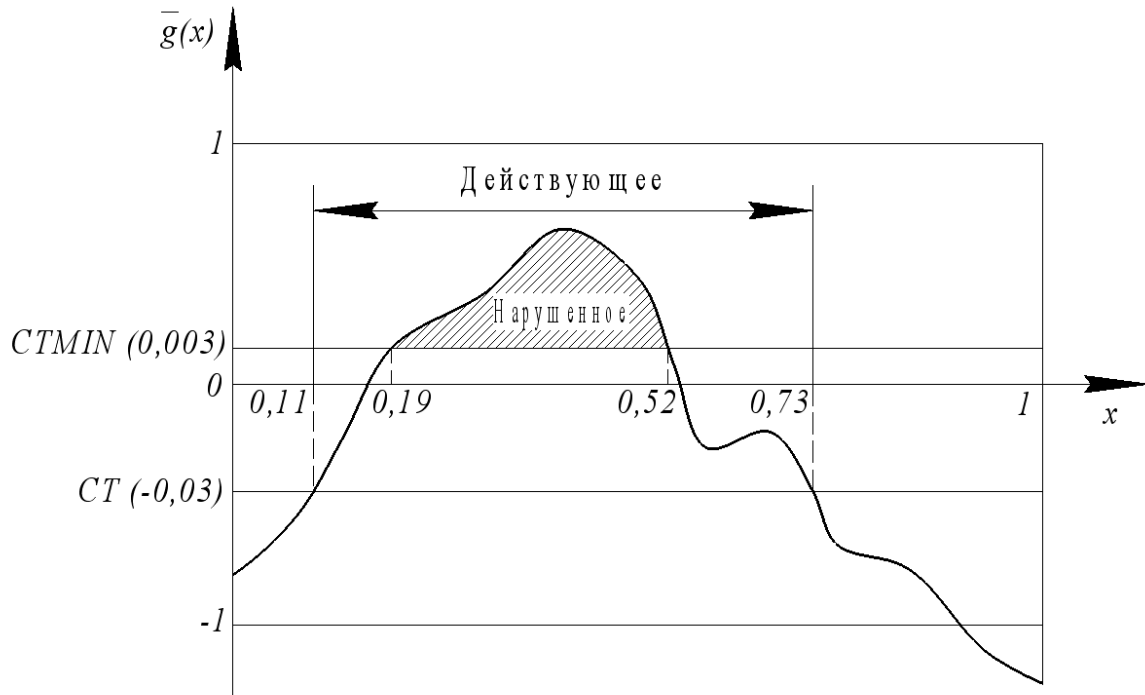


Рисунок 2.14 – Отсев ограничений

Также из Рисунка 2.14 видно, что ограничения, нормированные значения которых выше значения $CTMIN$ (по умолчанию равен 0,003) являются нарушенными. Параметр $CTMIN$ позволяет незначительно нарушать ограничения, это необходимо для численной устойчивости работы алгоритма оптимизации. Отсутствие нарушенных ограничений используется в определении сходимости задачи, а также как условие для выхода из блока 6 применяемой итерационной схемы (Рисунок 2.9).

2.6.4 Алгоритм вычисления сходимости

Поскольку топологическая оптимизация является итеративным процессом, необходимо установить численные критерии, чтобы определить, когда оптимизацию следует завершить. В программе существует два уровня, на которых проверяется сходимость: первый – на уровне оптимизатора, второй и более высокий уровень – по отношению к общим циклам оптимизации. Сходимость на уровне оптимизатора описана в Разделе 2.5 и соответствует блоку 6 на Рисунке 2.9.

Сходимость по отношению к общим циклам оптимизации разделяется на «жёсткую» сходимость (основана на результатах расчёта по МКЭ) и «мягкую» сходимость (основана на результатах расчёта по приближённой модели).

Условия «мягкой» сходимости проверяются анализом изменения проектных переменных. Если они изменяются незначительно, т.е. проектная точка практически не движется в проектном пространстве, т.е. попала в пологий экстремум, то считается, что достигнута «мягкая» сходимость и оптимизация завершается.

Условия «жёсткой» сходимости проверяются анализом изменения целевой функции и выполнением всех ограничений. Алгоритм вычисления «жёсткой» сходимости представлен на Рисунке 2.15. Он основан на алгоритме, используемым в MSC.Nastran [94] с некоторыми модификациями. Используемые критерии «жёсткой» сходимости представлены в Таблице 2.1.

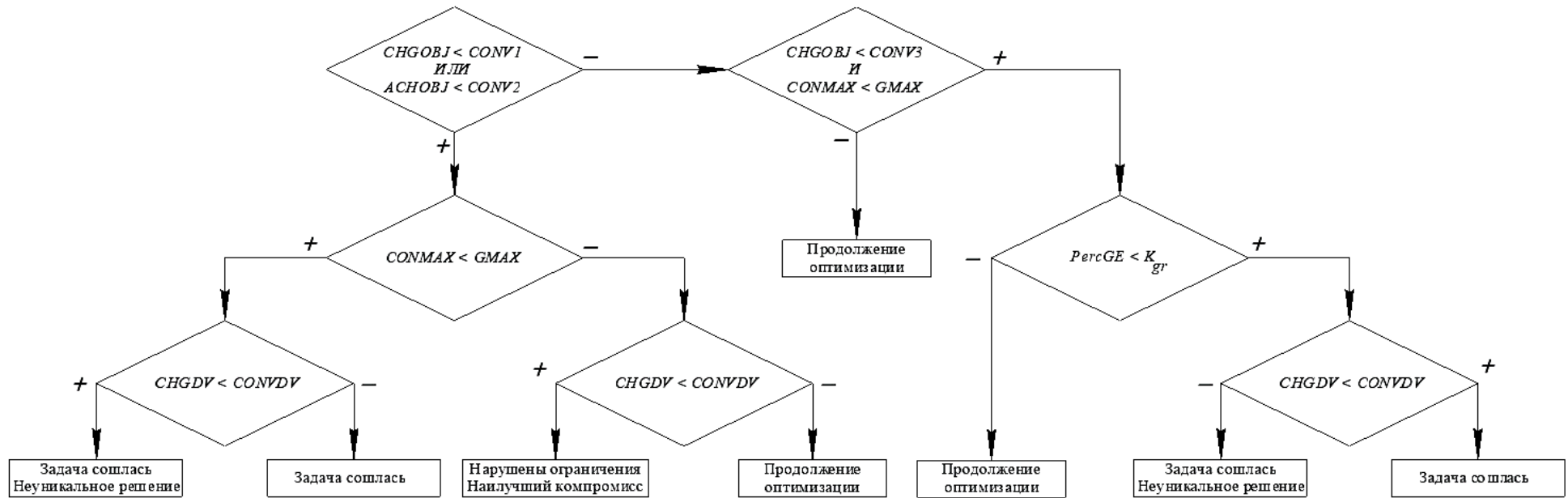


Рисунок 2.15 – Алгоритм вычисления «жёсткой» сходимости

Таблица 2.1 – Критерии «жёсткой» сходимости

Наименование критерия	Формула вычисления критерия	Параметр сходимости	Значение по умолчанию параметра сходимости
CHGOBJ	$\frac{m(X^{(v)}) - m(X^{(v-1)})}{m(X^{(v-1)})}$	CONV1, CONV3	10^{-5} 0,005
ACHOBJ	$m(X^{(v)}) - m(X^{(v-1)})$	CONV2	10^{-20}
CONMAX	$\max_{kl, ku} \{g_{kl}(X^{(v)}), g_{ku}(X^{(v)})\}$	GMAX	0,005
CHGDV	$\max_{1 \leq i \leq n} \left \frac{x_i^{(v)} - x_i^{(v-1)}}{x_i^{(v-1)}} \right $	CONVDV	10^{-4}
PercGE	$\frac{n_{gr}}{n} \cdot 100\%$	K_{gr}	$30 \cdot X^{(0)}$

Для того чтобы задача сошлась, необходимо чтобы относительное (CHGOBJ) или абсолютное (ACHOBJ) изменение целевой функции было меньше наперед заданных параметров CONV1 и CONV2. Вторым условием «жёсткой» сходимости является то, что все ограничения должны быть выполнены, для этого используется критерий CONMAX, который должен быть меньше параметра GMAX. Дополнительно проверяется, является ли это решение уникальным или нет. Если переменные изменились незначительно (критерий CHGDV меньше параметра CONVDV), то полученное решение является неуникальным [94]. Пример неуникального решения представлен на Рисунке 2.16.

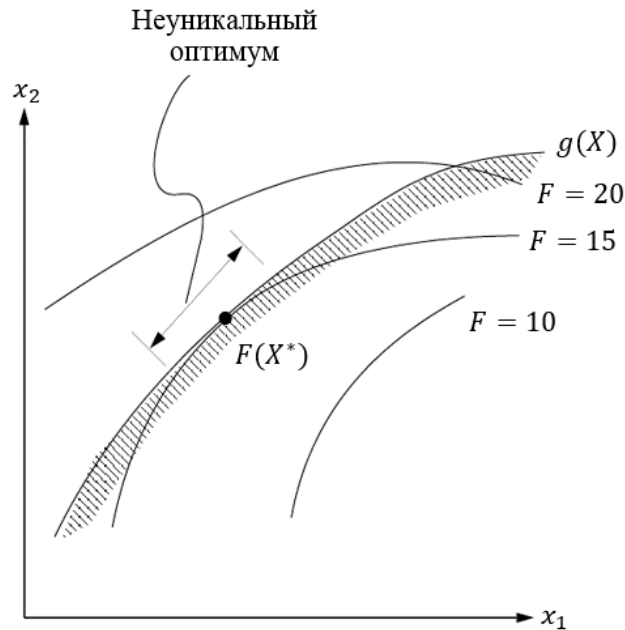


Рисунок 2.16 – Пример неединственного решения [94]

Если целевая функция сошлась по одному из критериев СНГОВЖ или АСНОВЖ, но при этом существует хотя бы одно нарушенное ограничение, и проектные переменные изменяются незначительно, то задачу при таких ограничениях решить нельзя, найден наилучший компромисс.

Ввиду сложности задачи (десятки и сотни проектных переменных), в алгоритм «жёсткой» сходимости введён дополнительный, смягчённый критерий выполнения задачи оптимизации. Для этого необходимо, чтобы относительное изменение целевой функции было меньше параметра CONV3, который значительно выше параметра CONV1. Вторым условием является выполнение всех ограничений, третьим условием – количество «серых элементов» (элементов с промежуточной плотностью), число которых должно быть меньше наперёд заданного числа.

2.6.5 Ограничения на симметрию

Как правило, количество межпанельных кронштейнов и их расположение на противоположных ТСП одинаково. Данный факт позволяет вводить в задачу оптимизации ограничения на симметрию, что даёт возможность использовать одну проектную переменную для симметрично расположенных межпанельных кронштейнов. Таким образом, размерность задачи оптимизации сокращается в два, четыре или восемь раз, в зависимости от числа используемых плоскостей симметрии.

2.6.6 Входные данные программы

Запуск программы начинается со считывания специального bdf файла, который формируются на основе КЭМ в программе MSC.Patran или аналогичной ей. Подробная методика создания КЭМ для определения межпанельных кронштейнов представлена в Разделе 2.3. В начало данного файла необходимо вставить секцию *DILIB* (Рисунок 2.17), граница которой определяется ключевыми словосочетаниями *BEGIN DILIB* и *END DILIB*.

Для формирования задачи оптимизации необходимо в секцию *DILIB* вставить специальные карты, которые определяют проектные переменные (*DLBVAR*), целевую функцию (*DLBOBJ*), ограничения (*DLBCONSTR*) параметры алгоритма (*DLBPARAM*). Также имеется возможность вводить технологические ограничения, для этого используется карта *DLBMC*, в которую можно записывать карты разного рода ограничений. Например, для использования ограничения на симметрию используется карта *DLBSYM*. Правила заполнения используемых карт в секции *DILIB* представлены в приложении А.

```

BEGIN DILIB
DLBVAR, 1, 100, 0.5, 0.2, 15.0, 1, 2;
DLBMC, 100, SYM, 10;
DLBSYM, 10, XY, YZ;
DLBOBJ, 1, MIN, MASS, ;
DLBCONST, 1, FREQ, 1, 30.0, ;
DLBPARAM, 1, MAXITER, 300;
END DILIB
$ MSC.Nastran input file created on June 02, 2022 at 13:35:13 by
$ Patran 2018
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
$ Direct Text Input for File Management Section
$ Direct Text Input for Executive Control
$ Normal Modes Analysis, Database
SOL 103
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = MSC.Nastran job created on 26-May-22 at 15:12:43
ECHO = NONE
$ Using Nastran default values for RESVEC
SUBCASE 1
  SUBTITLE=Default
  METHOD = 1
  SPC = 2
  VECTOR(SORT1,REAL)=ALL
$ Direct Text Input for this Subcase
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM POST 0

```

Рисунок 2.17 – Пример вставки секции DILIB в BDF-файл

2.6.7 Выходные данные программы

В процессе расчёта СПО DILIB создаёт каталог результатов с именем, совпадающим с именем входного bdf-файла (Рисунок 2.18). В данной папке вложены папка с результатами result и log-файл, который содержит временные метки запуска и завершения ключевых операций (Рисунок 2.19 а). В папке result находятся файлы с окончательными результатами оптимизации в формате .res и .des, а также папки с промежуточными результатами вычислений для каждой итерации. Папки с промежуточными результатами вычислений в зависимости от номера итерации нумеруются от 000 до 999, в каждой из которых лежит bdf файл, созданный для данной итерации и файлы результатов с расширением .res и .des. Файлы с расширением .des используются для визуализации результатов в среде MSC.Patran. Файлы с расширением .res используются в формате, удобном для чтения пользователем. В окончательном файле .res из папки result содержатся итоговые значения проектных переменных и история изменения целевой функции и максимального ограничения по циклам (Рисунок 2.19 б). Такая запись результатов позволяет просматривать получаемую КСС корпуса КА на каждой

итерации и, в случае получения удовлетворительных результатов, можно принудительно прекратить процесс оптимизации.

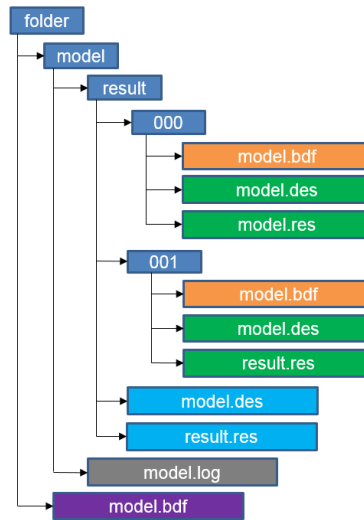


Рисунок 2.18 – Пример каталога результатов

DILIB v1.0.0 Control File:

Path to Nastran: C:\MSC.Software\MSC_Nastran\20180\bin\nast20180.exe
 Current dir: D:\test\KA
 FileID: D:\test\KA.bdf

DILIB started 02.06.2022 14:33:09

14:33:09 Source data file reading started.
 14:33:09 Source data file reading successfully completed.
 14:33:09 Source data file processing started.
 14:33:12 Source data file processing successfully completed.
 14:33:12 Topology optimization started.
 14:33:12 Cycle 0 of topology optimization started.
 14:33:12 BDF file creating started.
 14:33:12 BDF file creating successfully completed.
 14:33:12 Nastran started.
 14:33:27 Nastran finished.
 14:33:27 F06 file reading started.
 14:33:27 F06 file reading successfully completed.
 14:33:27 Sensitivity analysis started.
 14:33:27 Sensitivity analysis successfully completed.
 14:33:27 Optimizer started.
 14:33:27 Optimizer finished. Number of internal cycles - 10.
 14:33:27 Cycle 0 of topology optimization finished.
 14:33:27 Cycle 1 of topology optimization started.
 14:33:27 BDF file creating started.
 14:33:27 BDF file creating successfully completed.
 14:33:27 Nastran started.
 14:33:41 Nastran finished.
 14:33:41 F06 file reading started.
 14:33:42 F06 file reading successfully completed.
 14:33:42 Sensitivity analysis started.
 14:33:42 Sensitivity analysis successfully completed.
 14:33:42 Optimizer started.
 14:33:42 Optimizer finished. Number of internal cycles - 8.
 14:33:42 Cycle 1 of topology optimization finished.
 14:33:42 Topology optimization successfully completed.

DILIB finished 02.06.2022 14:33:42

Number of warnings - 0.

Number of errors - 0.

```

*****
*                               *
*          DESIGN OPTIMIZATION   *
*                               *
*****
  
```

```

*****
*                               *
*          FINAL ANALYSIS        *
*                               *
*****
  
```

***** ANALYSIS RESULTS BASED ON THE FINAL DESIGN *****

----- DESIGN OBJECTIVE -----

OBJECTIVE NUMBER	OBJECTIVE TYPE	MIN OR MAX	VALUE
1	MASS	MIN	0.0049462963

----- DESIGN VARIABLES -----

Var 1: 0.45803727
 Elm 2678 2686 2704 2712 2259 2267 2285 2293 2514 2522 2596 2604

Var 2: 0.15464564
 Elm 2679 2685 2705 2711 2260 2266 2286 2292 2515 2521 2597 2603

Var 5: 0.95435425
 Elm 2682 2708 2263 2289 2518 2600

```

*****
*                               *
*          SUMMARY OF DESIGN CYCLE HISTORY
*                               *
*****
  
```

OBJECTIVE AND MAXIMUM CONSTRAINT HISTORY

CYCLE NUMBER	OBJECTIVE VALUE	MAXIMUM VALUE OF CONSTRAINT	NUMBER OF ACTIVE CONSTRAINTS	NUMBER OF VIOLATED CONSTRAINTS
0	0.0049461162	-0.12273667	1	0
1	0.0049462963	-0.052761	1	0

END OF FILE

а

б

Рисунок 2.19 – Пример выходных файлов:

а – log-файла; б – res-файла

2.7 Тестовая задача № 1

В данном разделе представлены результаты расчёта тестовой задачи с использованием методики 1 для двух её вариантов.

2.7.1 Исходные данные

По условию тестовой задачи требуется определить места установки межпанельных кронштейнов для КА с МЦИХ, представленными в Таблице 2.2, таким образом, чтобы первая частота собственных колебаний была не ниже 30 Гц. Кронштейны должны быть расположены симметрично относительно плоскостей XOY и YOZ .

Таблица 2.2 – МЦИХ КА

Наименование параметра	Обозначение	Единица измерения	Значение
Масса	m	кг	320,0
Координата центра масс по оси OX	x	м	0,003
Координата центра масс по оси OY	y	м	-0,689
Координата центра масс по оси OZ	z	м	-0,007
Момент инерции относительно оси OX	I_x	кг·м ²	71,8
Момент инерции относительно оси OY	I_y	кг·м ²	25,2
Момент инерции относительно оси OZ	I_z	кг·м ²	70,7
Центробежный момент инерции относительно плоскости OXY	I_{xy}	кг·м ²	0,0
Центробежный момент инерции относительно плоскости OYZ	I_{yz}	кг·м ²	0,9
Центробежный момент инерции относительно плоскости OXZ	I_{xz}	кг·м ²	0,0
Примечание – МЦИХ представлены относительно системы координат $OXYZ$, начало которой совпадает с геометрическим центром стыка адаптера с корпусом КА; ось OY является продольной осью БКА и направлена по направлению против полёта РКН; ось OZ лежит в плоскости симметрии БКА и направлена в сторону звёздных датчиков; ось OX дополняет тройку векторов до правой			

Дополнительно в данной задаче намеренно снижена толщина ТСП, чтобы проверить работу методики в условиях невозможности удовлетворения требований по частотам только определением местоположения межпанельных кронштейнов.

2.7.2 Конечно-элементная модель и результаты расчёта

КЭМ тестовой задачи представлена на Рисунке 2.20. Плотность КЭМ сетки принята в соответствии с рекомендациями, принятыми для задач на собственные частоты КА относительно жёсткого основания. Результаты проверки КЭМ на сеточную сходимость представлены в Разделе 2.7.3.

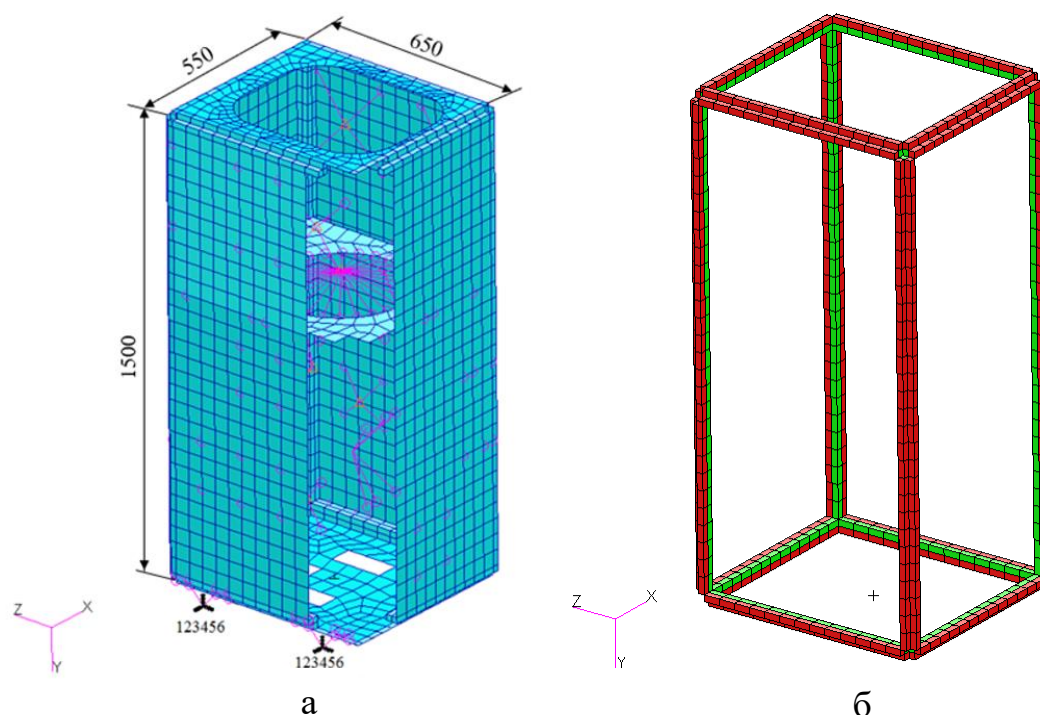


Рисунок 2.20 – КЭМ тестовой задачи № 1:

а – КЭМ КА (часть КЭМ не показано); б – КЭМ проектной области (красным цветом обозначены КЭ вспомогательного «солида», зелёным цветом обозначены КЭ основного «солида»)

Результаты расчёта для двух вариантов методики представлены на Рисунке 2.21. Как видно из рисунка, характер распределения плотности по

проектной области для двух вариантов методики в общем совпадает, что говорит о правильности выведенных формул в Разделе 2.5. Заметим, что в первом варианте получаемые кронштейны имеют неоднородную плотность, что является следствием использования трёх проектных переменных на один кронштейн. Также отметим, что распределение в первом варианте методики является более выраженным, чем во втором. Данное явление связано с использованием типа оптимизатора и, если в СПО DILIB подключить оптимизатор IPOPT, места установки кронштейнов станут более чёткими.

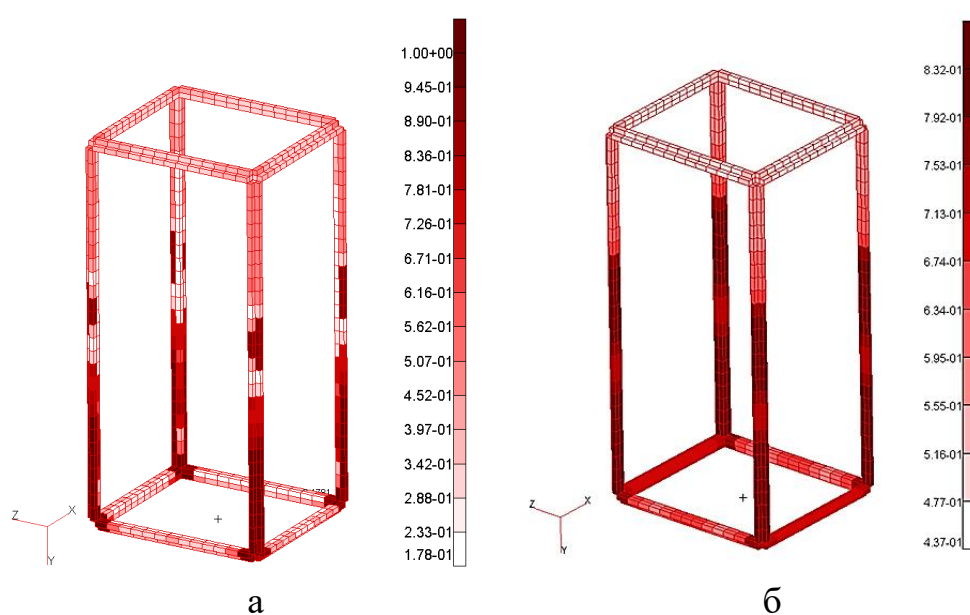


Рисунок 2.21 – Результаты расчёта тестовой задачи № 1 с применением:

а – варианта методики, использующей MSC.Nastran;

б – варианта методики, использующей DILIB

Для иллюстрации правильности работы итерационной схемы (Рисунок 2.9) и СПО DILIB в целом на Рисунке 2.22 представлен график сходимости целевой функции и частоты первого тона от номера шага оптимизации. Как видно из рисунка, значения целевой функции и частоты первого тона сходятся, а решение задачи находится на границе допустимой области, что в соответствии с [3, 4, 22] подтверждает корректность разработанного СПО и итерационной схемы.

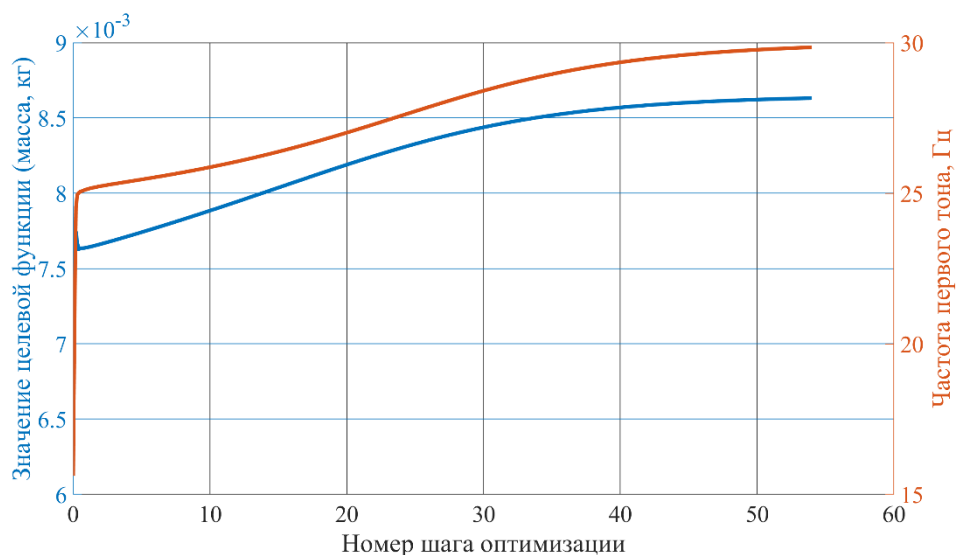


Рисунок 2.22 – График сходимости для тестовой задачи в СПО DILIB

Анализируя полученные результаты, были определены места установки межпанельных кронштейнов (Рисунок 2.23).

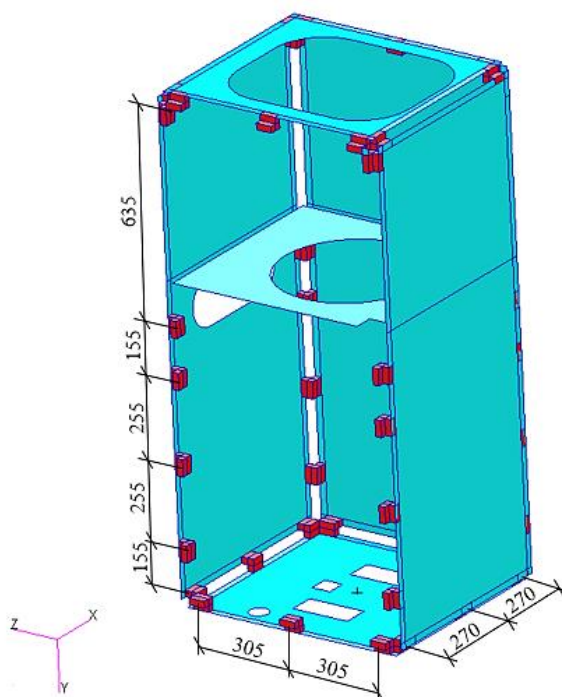


Рисунок 2.23 – Места установки межпанельных кронштейнов

Поверочный расчёт показал, что первая частота собственных колебаний КА относительно жёсткого основания составила 26,8 Гц. Форма колебаний представлена на Рисунке 2.24.

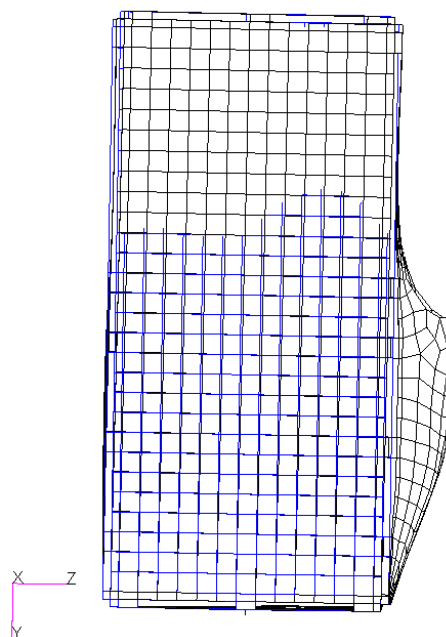


Рисунок 2.24 – Первый изгибный тон КА собственных колебаний

Как и следовало ожидать, полученный результат не удовлетворяет условиям задачи. Подробный анализ распределения плотности на Рисунке 2.21 показал, что увеличение частоты первого тона собственных колебаний возможно двумя способами: значительным увеличением ширины кронштейнов или изменением толщин ТСП. Увеличение ширины кронштейнов с технологической точки зрения не подходит, так как это затруднит монтажные работы, поэтому наиболее оптимальным вариантом является увеличение толщины ТСП. Таким образом, был изменён размер толщины ТСП на значение, соответствующее следующему значению в сортаменте изготовителя ТСП. Поверочный расчёт показал, что частота первого тона собственных колебаний составляет 31,7 Гц, что удовлетворяет условиям задачи.

2.7.3 Проверка сеточной сходимости

Для подтверждения правильности применения рекомендаций по плотности КЭ сетки для задач на собственные частоты КА относительно жёсткого основания к рассматриваемой задаче определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА проведена проверка сеточной сходимости (Рисунок 2.25).

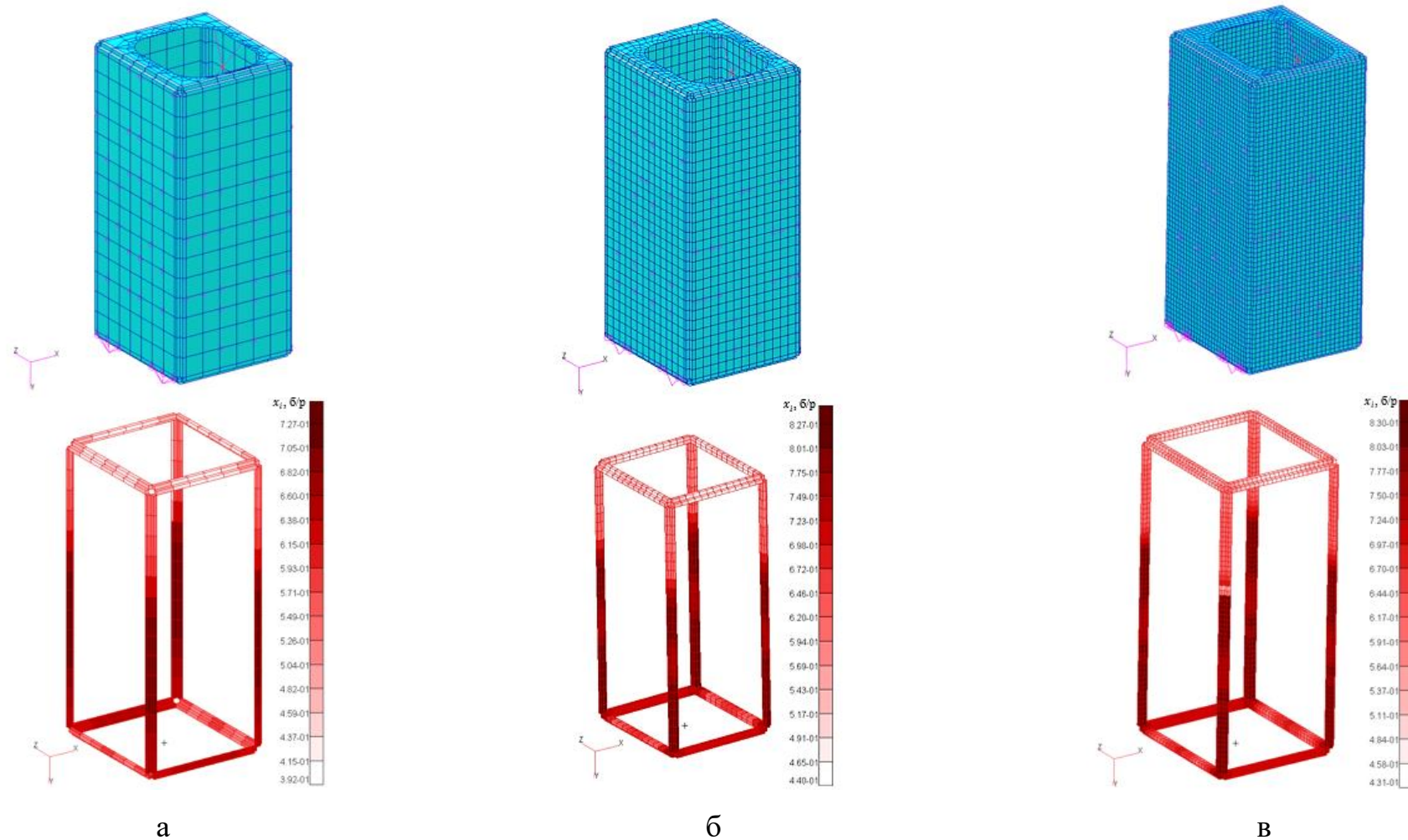


Рисунок 2.25 – Проверка сеточной сходимости:

а – плотность сетки в 2 раза ниже рекомендованной (частота – 39,0 Гц, время вычисления – 36,8 мин);

б – рекомендованная плотность сетки (частота – 31,7 Гц, время вычисления – 46,5 мин);

в – плотность сетки в 2 раза выше рекомендованной (частота – 31,6 Гц, время вычисления – 52,6 мин)

Проверка сеточной сходимости проводилась для трёх вариантов плотности КЭ сетки по отношению к плотности сетки рекомендованной для задач на собственные частоты КА относительно жёсткого основания:

- 1) в 2 раза ниже рекомендованной;
- 2) в соответствии с рекомендациями;
- 3) в 2 раза выше рекомендованной.

По результатам расчёта видно, что применение рекомендованной сетки допустимо. Значительное отличие по частоте первого тона, полученного с применением разреженной сетки связано с тем, что размер КЭ, моделирующих межпанельные кронштейны, слишком велик и превышает реальный размер кронштейнов, что приводит к значительному завышению жёсткости в узлах крепления ТСП. Применение более плотной сетки приводит практически к таким же результатам, но увеличивает время расчёта.

Таким образом, необходимо выбирать плотность сетки, рекомендованную для задач на собственные частоты КА, при этом размеры КЭ, моделирующих межпанельные кронштейны не должен превышать размеры межпанельных кронштейнов.

2.8 Сравнение двух вариантов методики

В данном разделе представлено сравнение двух вариантов методики оперативного определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА для выполнения требований динамической совместимости КА с РН. Сравнение представлено в Таблице 2.3.

Таблица 2.3 – Сравнение двух вариантов методики

№ п/п	Параметр	Вариант 1 (MSC.Nastran)	Вариант 2 (DILIB)
1	Число проектных переменных на один кронштейн	3	1
2	Поддержка условий симметрии	Да	Да
3	Ограничение на размер	Да	Нет
4	Оптимизатор	IPOPT, MSCADS	Свой
5	Скорость вычислений	Ниже	Выше*
6	Возможность просмотра промежуточных результатов	Нет	Да
7	Возможность использования ограничений на прочность, устойчивость	Да	Нет
Примечание: * – при использовании аналогичного оптимизатора			

Таким образом, оба варианта методики позволяют решать задачу по определению расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА для выполнения требований динамической совместимости. При этом наиболее быстрое время получения результата осуществляется при использовании варианта для СПО DILIB с учётом подключения к нему оптимизатора типа IPOPT. Однако, если требуется дополнительно учесть ограничения на прочность и устойчивость корпуса КА в зависимости от расположения межпанельных кронштейнов, использование СПО DILIB становится невозможным. В таком случае данная задача решается в популярных КЭ расчётных пакетах, поддерживающих топологическую оптимизацию методом SIMP. Таким ПО может выступать, например, MSC.Nastran.

2.9 Заключение по главе 2

1. Разработана методика оперативного определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА для выполнения требований динамической совместимости КА с РН для двух вариантов:

- в MSC.Nastran;
- в СПО DILIB.

2. Разработано СПО «Determination of Installation Locations for Interpanel Brackets (DILIB)».

3. Проведены расчёты тестовой задачи для двух вариантов методики в MSC.Nastran и СПО DILIB. Проанализирована сеточная сходимость. Полученные результаты подтверждают работоспособность методики и правильность работы СПО DILIB.

4. Сравнение двух вариантов методики 1 показало:

– для решения задачи определения числа и мест установки межпанельных кронштейнов рекомендуется использовать вариант с СПО DILIB;

– в случае невозможности использования СПО DILIB или необходимости объединения с другими задачами (накладывания дополнительных ограничений) следует воспользоваться вариантом для MSC.Nastran.

Глава 3 Методика определения конструктивно-силовой схемы адаптера с использованием топологической и параметрической оптимизаций (методика 2)

3.1 Обзор конструкций адаптеров

Подробный обзор применяемых конструкций адаптеров представлен в статье [43], согласно которой адаптеры предлагается классифицировать по количеству запускаемых КА:

- адаптеры КА для одиночного запуска [117];
- адаптеры КА для группового запуска (диспенсеры) [42, 109].

Адаптеры для одиночного запуска обычно имеют два силовых шпангоута, один из которых обеспечивает механический интерфейс со средством выведения, а другой служит механическим интерфейсом для крепления КА. Соединяющая шпангоуты конструкция может быть следующих типов:

- стержневая из металла (ферма) [5];
- металлическая обечайка (с подкрепляющим силовым набором, если это необходимо) [117];
- углепластиковая обечайка (адаптеры PAS 937C, PAS 1194C [49], SpaceX payload attach fitting [70]);
- обечайка из «сэндвич-панелей» [113];
- сетчатая (изогридная) [21];
- монолитная (например, у адаптеров для PH Delta II [43]).

3.2 Назначение методики

Рассматриваемая методика предназначена для оперативного определения КСС адаптера одиночного запуска КА, состоящего из двух шпангоутов, соединённых металлической обечайкой, подкреплённой силовым набором. Конструкция такого типа обычно отличается меньшим массовым совершенством, чем, например, конструкции, изготавливаемые из углепластика или из сэндвич-панелей. Однако в случае выведения крупногабаритных КА малой массы, которые занимают практически весь полезный объём под обтекателем, массовое совершенство конструкции адаптера будет не столь важным. Это обусловлено тем, что для размещения попутной нагрузки остаётся очень мало места, а значит, резерв массы полезной нагрузки становится достаточно большим, чтобы использовать конструкции технологически более простые и дешёвые, даже в ущерб общей массе БКА. Основными преимуществами конструкции адаптера выбранного типа являются простота изготовления, меньшая стоимость, а также высокая степень ремонтпригодности.

Данная методика позволяет расчётным путём с использованием топологической и параметрической оптимизаций определить КСС адаптера, удовлетворяющую требованиям динамической совместимости КА с РН. Благодаря этому исключается необходимость вводить какие-либо дополнительные изменения в конструкцию, связанные с заданными требованиями. Полученная информация о КСС используется для детальной проработки конструкции адаптера.

3.3 Существующие методы определения конструктивно-силовой схемы конструкций

3.3.1 Традиционный подход

Традиционное проектирование [9] заключается в разработке предварительного варианта (вариантов) конструкции по существующим аналогам и в последующей её доработке с учётом результатов расчётов на собственные частоты, прочность и устойчивость. Данный метод является основным при проектировании в конструкторских бюро космической промышленности.

Главным недостатком такого подхода является то, что КСС сначала разрабатывается, а уже затем проверяется расчётами, что приводит к последующим её доработкам вплоть до полного изменения КСС. Как правило, доработка заключается во введении новых силовых элементов или увеличении толщин старых, например, обечайки или рёбер. Такой процесс занимает продолжительное время, поскольку необходимо понять, где вводить дополнительные силовые элементы, как и какие именно изменять толщины. Традиционный метод проектирования, как правило, является многоитерационным и затянутым по времени.

В ряде случаев при использовании традиционного подхода для ускорения процесса проектирования применяют параметрическую оптимизацию (оптимизацию размеров) [63] для определения толщин и размеров сечения элементов конструкции, например, толщины обечайки, размеров элементов сечения подкрепляющего силового набора. Однако, поскольку форма и топология конструкции остаётся неизменными, параметрическая оптимизация позволяет добиться лишь ограниченных улучшений. Таким образом, получение действительно оптимальной конструкции с использованием параметрической оптимизации не гарантируется [53, 99].

3.3.2 Подход на основе технологии «точного попадания»

В настоящее время при проектировании силовых конструкций на основе технологии «точного попадания» [9] сформировался подход последовательного использования разных типов структурной оптимизации [40, 130], общая схема которого представлена на Рисунке 3.1.



Рисунок 3.1 – Схема оптимизации силовой конструкции

Сначала формируются геометрические ограничения: интерфейсы конструкции со смежными деталями, являющимися неизменными, а также проектная область, в которой может существовать конструкция (Рисунок 3.2).

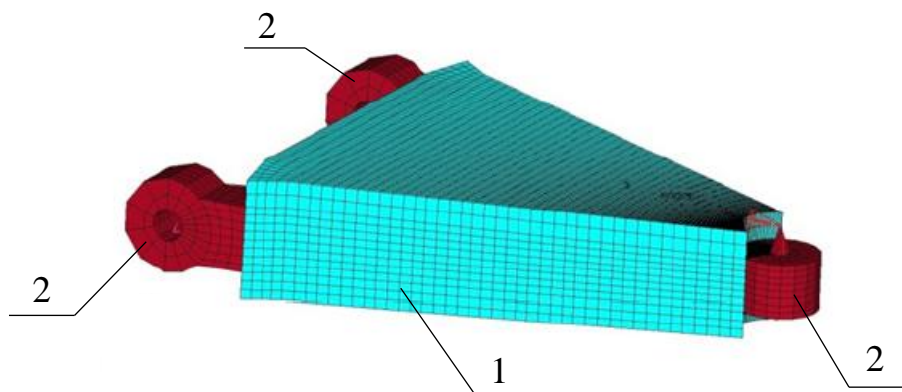


Рисунок 3.2 – Пример формирования геометрических ограничений:

1 – проектная область; 2 – неизменяемая геометрия (интерфейсы)

Далее определяются нагрузки из анализа условий эксплуатации данной силовой детали. Как правило формируются несколько случаев нагружения.

Затем проводится топологическая оптимизация с целью определения КСС детали, её общих геометрических обводов. Полученные результаты анализируются инженером и на их основе разрабатывается новая модель.

Следующим этапом необходимо провести детальную проработку конструкции. Для этого проводится оптимизация формы новой модели для устранения концентраторов напряжений, и параметрическая оптимизация для уточнения размеров элементов конструкции. Нередко на практике этап оптимизации формы пропускают.

Представленный подход, как правило, позволяет получить конструкцию силовой детали с лучшими характеристиками и за более короткое время, чем в традиционном. Однако такой подход обладает существенными недостатками, которые вытекают из особенностей топологической оптимизации.

Во-первых, при таком использовании топологической оптимизации, её результатом зачастую является сложная пространственная конструкция [48], производство которой классическими методами (точение, фрезерование, штамповка) невозможно или является слишком дорогим. В таких случаях решением проблемы может быть применение аддитивных технологий [24], однако такое решение накладывает серьёзные ограничения на применение данного подхода в промышленности.

Во-вторых, так как топологическая оптимизация проводится с использованием МКЭ, то получаемая поверхность является не гладкой, а пилообразной, поэтому появляются дефекты вроде острых стыков, соединения двух граней в одном узле, концентраторы напряжений и т.д. [35].

В связи с описанными выше недостатками возникает проблема интерпретации результатов [15]. В настоящее время её решение осуществляется следующими способами [35, 48]:

- построение модели в САПР;

- сглаживание модели с использованием встроенных инструментов в КЭ пакет;
- использование специализированного ПО (например, Autodesk MeshMixer или MeshLab) для сглаживания граней.

Для построения модели в САПР, сперва необходимо импортировать в неё *.stl геометрию, после чего на основе примитивов и инструментов построения создать новую трёхмерную модель. Такой способ является достаточно трудоёмким, однако получаемые по нему детали являются более технологичными. Другим достоинством данного метода является то, что разрабатываемые модели можно параметризовать.

Сглаживание модели с использованием встроенных инструментов в КЭ пакет удобен тем, что в большинстве программных продуктов этот процесс происходит автоматически. Недостаток данного метода заключается в том, что отсутствует возможность варьировать какие-либо размеры и параметризовать модель, как это делается в САПР, что приводит к ограничениям в использовании параметрической оптимизации.

Применение специализированного ПО позволяет получить достаточно качественную обработку результатов оптимизации. Обычно в такую программу импортируется *.stl геометрия, которая потом специальными средствами сглаживается. Недостаток такого метода заключается в отсутствии возможности параметризовать модель, что приводит к ограничениям в использовании параметрической оптимизации.

Таким образом, представленный подход с высокой вероятностью может приводить к оптимальной конструкции, но имеет значительные трудности в интерпретации результатов топологической оптимизации, решение которых занимает много времени, а также в большинстве случаев требует изготовления конструкции аддитивными технологиями.

3.4 Методика определения конструктивно-силовой схемы адаптера

Настоящая методика является развитием подхода проектирования на основе технологии «точного попадания». Однако главным отличием данной методики от подхода представленного в Разделе 3.3.2 является то, что топологическая оптимизация используется лишь для определения *мест установки* и *типов элементов* подкрепляющего силового набора, а не для определения всей конструкции адаптера в целом. Такой приём позволяет избежать значительных проблем при интерпретации результатов топологической оптимизации, тем самым ускорив процесс разработки. Также предложенный особый порядок проведения оптимизации позволяет изготавливать получаемую конструкцию традиционными методами изготовления.

В настоящей методике в оптимизационных расчётах с использованием одной КЭМ применяются ограничения разных типов: на собственные частоты, прочность и устойчивость. Однако на практике КЭМ для расчётов нагрузок, прочности, устойчивости, собственных частот и форм, как правило, различаются, а также могут различаться и описания граничных условий.

Во-первых, для задач динамики при создании КЭМ характеристики материала, размеры детали и т.п. принимаются по номиналу, в то время как для задач прочности выбираются наихудшими с точки зрения прочности.

Во-вторых, для моделирования болтового соединения с зазором в задачах прочности связь осуществляется по одной степени свободы (болт работает только на растяжение-сжатие), а в некоторых постановках задач динамики – по пяти или шести степеням свободы.

В-третьих, ввиду локального характера напряжений в задачах прочности деталь моделируется подробно, включая фаски, проточки, отверстия и т.п., а в задачах динамики из-за интегрального характера частот и форм фундаментальных тонов собственных колебаний деталь моделируется упрощённо, исключая фаски, проточки, некоторые вырезы и отверстия. В то же время, в задачах прочности

детали и узлы, как правило, считаются отдельно по заданным нагрузкам, а в задачах динамики необходимо считать всё изделие в целом.

Поскольку данная методика предназначена для удовлетворения требований динамической совместимости (требованиям по частотам собственных колебаний), КЭМ разрабатывается по принятым правилам моделирования задач на собственные частоты и формы. В связи с этим результаты расчётов на прочность и устойчивость по специализированным КЭМ могут отличаться от результатов, получаемых по КЭМ, предназначенным для определения собственных частот и форм. Но поскольку в методике рассматривается общая КСС конструкции адаптера без её подробной детализации (описания клёпочных соединений, сварки, фасок, скруглений и т.п.), использование одной КЭМ для разных типов расчёта вполне допустимо.

Кроме того, граничные условия при наземном транспортировании учитываются только частично: рассматриваемая методика не позволяет учитывать второй пояс крепления БКА, расположенный на КА, поэтому БКА крепится консольно по нижнему шпангоуту, что приводит к завышенным нагрузкам. Однако на начальном этапе проектирования вследствие большого числа неопределённостей такое допущение позволительно принять.

Для применения методики необходимы следующие исходные данные:

- МЦИХ КА;
- характеристики материалов, используемых в конструкции адаптера;
- диаметры верхнего и нижнего шпангоутов, их минимальная строительная высота (определяется механическими интерфейсами средства выведения и КА, а также из условия прочности крепёжных узлов);
- высота адаптера КА (определяется компоновкой КА);
- требования динамической совместимости КА с РН;
- нагрузки, действующие на БКА на всех этапах эксплуатации.

Определение КСС адаптера состоит из нескольких последовательных этапов, схема которых представлена на Рисунке 3.3.



Рисунок 3.3 – Этапы определения КСС адаптера

В предлагаемой методике такое разделение процесса оптимизации обусловлено следующими основными причинами:

1. Одновременное использование топологической и параметрической оптимизаций усложняет задачу ввиду использования разных подходов к решению параметрических и топологических задач оптимизации, что может приводить к увеличению времени расчёта, а также к нежелательным или даже к отрицательным результатам.

2. На начальном этапе неизвестны места установки силовых элементов, поэтому проектная область должна охватывать весь объём, где они могут находиться. При этом, если попытаться за один этап определить помимо

расположения силовых элементов, их тип (пластина, ребро двутаврового, П-образного сечения и т.п.), то необходимо проектную область разбить на КЭ малого объёма. В таком случае число КЭ в проектной области, а соответственно и число проектных переменных будет велико, что значительно увеличит время расчёта. С другой стороны, если начальный этап разбить на два, как это сделано в предлагаемой методике, то на первом этапе подробная сетка уже не нужна, так как определяются только места установки силовых элементов, а их форма не важна. Тогда на втором этапе проектная область будет занимать объём уже значительно меньше, так как она будет располагаться только в найденных местах установки силовых элементов. Данный факт позволяет сделать КЭ сетку более подробной без значительного увеличения времени расчёта. Таким образом, разбиение начального этапа на два позволяет значительно сократить время разработки адаптера.

3. Как правило, наиболее массивными элементами в конструкции адаптера являются шпангоуты, поэтому уменьшение их массы является важной задачей, которая решается удалением материала из областей шпангоута, меньше всего влияющих на основную частоту собственных колебаний БКА и прочность адаптера. При этом положение и размер данных областей зависят от толщины силовых элементов адаптера, что требует проводить отдельную топологическую оптимизацию (этап 4) после параметрической оптимизации толщин КСС (этап 3). С другой стороны, положение и размер вырезов влияют на толщину силовых элементов, поэтому после проведения топологической оптимизации шпангоутов необходимо повторно провести параметрическую оптимизацию толщин КСС (этап 5).

Топологическую оптимизацию следует проводить с помощью метода SIMP, используя оптимизатор IPOPT или другой, рекомендуемый разработчиком используемого ПО; параметрическую оптимизацию – в соответствии с рекомендациями разработчика, используемого ПО.

Правильное построение начальной конечно-элементной модели (КЭМ-1) позволит оперативно получать модели следующих этапов путём её

незначительной корректировки. Рассмотрим основные принципы построения начальной КЭМ, которая должна состоять из следующих составных частей:

- КЭМ шпангоутов (нижнего и верхнего);
- КЭМ обечайки;
- КЭМ проектной области (области возможного размещения силового набора);
- КЭМ КА.

Шпангоуты должны иметь сплошное прямоугольное сечение, размеры которого соответствуют исходным данным. При этом необходимо предусмотреть, какие области будут оптимизироваться, а какие останутся неизменными (Рисунок 3.4). Боковые стенки δ_1 и δ_3 необходимы для сохранения строительной высоты шпангоутов. Размеры δ_1 , δ_2 и δ_3 выбираются исходя из условий технологичности и прочности стенок, а также они могут быть выбраны из аналогичных изделий. Шпангоуты следует моделировать твердотельными КЭ типа HEX [96].

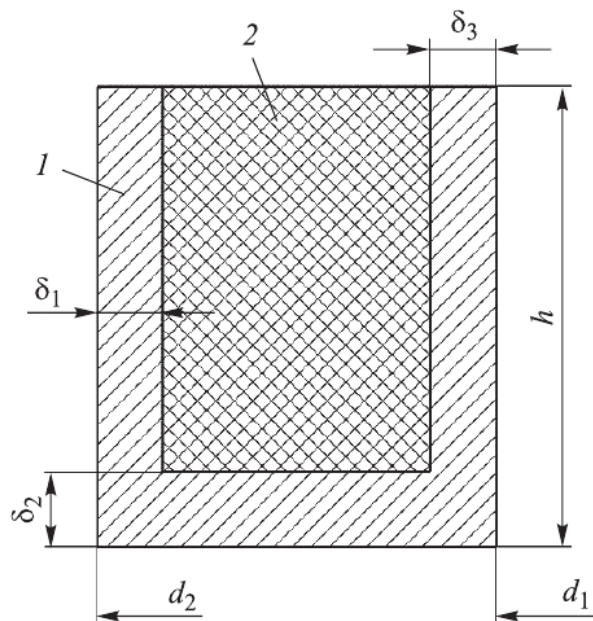


Рисунок 3.4 – Схема моделирования шпангоутов:

- 1 – неизменяемая область; 2 – оптимизируемая область;
- d_1 – внутренний диаметр шпангоута; d_2 – внешний диаметр шпангоута;
- h – высота шпангоута; $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ – толщины стенок шпангоута

Обечайка моделируется с помощью поверхности между шпангоутами КЭ типа QUAD [96]. Толщина выбирается из условий технологичности (минимально возможной при изготовлении) или принимается согласно аналогичным изделиям.

Проектная область моделируется твердотельными КЭ типа HEX, расположенными между двумя шпангоутами таким образом, чтобы КЭ сетка «сшилась». Следует заметить, что области расположения пироболтов, толкателей и крепёжных элементов не заполняются.

КА моделируется точечным элементом в его центре масс с массовыми и инерционными характеристиками, соответствующими исходным данным. Точечный элемент соединяется с узлами крепления абсолютно жёсткими связями.

На первом этапе определяются места установки силовых элементов путём топологической оптимизации проектной области, описанной крупной КЭ сеткой. Целевой функцией является масса, которая минимизируется. Ограничениями выступают нижняя граница частоты первого тона собственных колебаний, и верхняя граница напряжений конструкции для наиболее критических случаев нагружения на всех этапах эксплуатации.

На втором этапе уточняется начальная КЭМ по результатам топологической оптимизации: удаляются ненужные области (КЭ с малой плотностью материала), на оставшихся областях создаётся более подробная КЭ сетка. Далее проводится топологическая оптимизация новой проектной области для уточнения типа силовых элементов подкрепляющего набора и их количества. Целевой функцией является частота первого тона собственных колебаний, которая максимизируется. Выбор в качестве целевой функции первого тона собственных колебаний позволяет определить какие типы силовых элементов наилучшим образом повышают собственную частоту. Ограничением выступает верхняя граница массовой доли проектной области, которая не удаляется. На данном этапе не учитываются ограничения на прочность и устойчивость, во-первых, так как на первом этапе с учётом этих ограничений уже были найдены места установки силовых элементов, во-вторых, при исключении данных ограничений значительно сокращается время расчёта.

На третьем этапе, основываясь на результатах предыдущего, вместо трёхмерных элементов КЭМ проектной области применяются поверхностные КЭ, моделирующие силовой набор, и осуществляется параметрическая оптимизация их толщин. Целевой функцией является масса конструкции адаптера, которая минимизируется. Ограничения устанавливаются на значения нижней границы частоты первого тона собственных колебаний, верхней границы по напряжениям и нижней границы по запасу устойчивости для наиболее критических случаев нагружения на всех этапах эксплуатации.

На четвёртом этапе посредством топологической оптимизации удаляется лишний материал из оптимизируемой области шпангоутов. Целевая функция и ограничения аналогичны тем, что были на втором этапе. Стоит отметить, что результат необходимо получить для различных ограничений по массе, что позволит, в случае необходимости, увеличить жёсткость шпангоута для повышения частоты основного тона собственных колебаний.

На пятом этапе проводится уточнение характеристик силового набора с помощью параметрической оптимизации, аналогично той, которая выполняется на третьем этапе.

Пример использования данной методики представлен в [13].

3.5 Тестовая задача № 2

Для иллюстрации эффективности разработанной методики рассмотрим тестовую задачу по определению КСС адаптера КА.

3.5.1 Исходные данные

Для решения тестовой задачи используются следующие исходные данные:

- МЦИХ КА представлены в Таблице 3.1;
- материал адаптера – АМг6;
- внешний диаметр верхнего и нижнего шпангоута равен 2 м;
- внутренний диаметр верхнего и нижнего шпангоута равен 1,68 м;
- минимальная строительная высота нижнего шпангоута равна 0,05 м;
- минимальная строительная высота верхнего шпангоута равна 0,03 м;
- высота адаптера равна 0,6 м;
- конструкция адаптера должна быть симметрична относительно плоскостей XOZ и YOZ ;
- требования динамической совместимости: первая частота собственных колебаний адаптера с абсолютно жёстким КА относительно жёсткого основания должна быть не ниже 30 Гц;
- нагрузки, действующие на БКА, представлены в Таблице 3.2.

Таблица 3.1 – МЦИХ КА

m , кг	$x_{цм}$, М	$y_{цм}$, М	$z_{цм}$, М
5000,0	0,000	0,000	0,600

Примечания:

1) МЦИХ представлены относительно системы координат OXYZ, начало которой совпадает с геометрическим центром стыка адаптера с корпусом КА; ось OZ является продольной осью; оси OX и OY являются поперечными осями и проходят через узлы крепления КА к адаптеру;

2) Для лучшего понимания результатов, полученных с использованием данной методики, а также для упрощения задачи, моменты инерции КА приняты равными нулю.

Таблица 3.2 – Случаи нагружения для ограничений на прочность и устойчивость

Номер случая нагружения	Инерционная нагрузка, м/с ²		
	OX	OY	OZ
1	0	45	-75
2	0	-45	-75
3	45	0	-75
4	-45	0	-75
5	33	33	-75
6	33	-33	-75
7	-33	-33	-75
8	-33	33	-75

3.5.2 Конечно-элементные модели и результаты расчётов

По исходным данным разработана КЭМ-1 (Рисунок 3.5 а). Зелёным цветом показана проектная область, синим – неизменяемая область. Топологическая оптимизация проведена с параметром штрафа $p = 10$, ограничением на экструзию вдоль оси OZ и ограничениями на симметрию в соответствии с исходными данными. На Рисунке 3.5 б представлены результаты расчёта, элементы со значением проектной переменной ниже 0,52 не показаны.

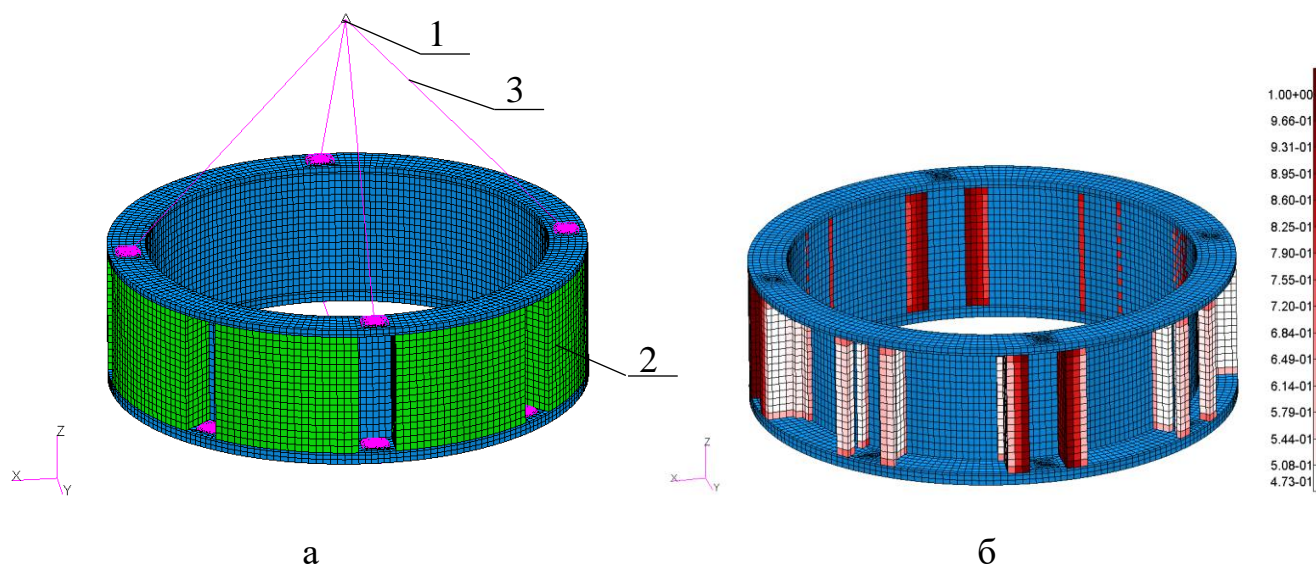


Рисунок 3.5 – Первый этап методики:

а – КЭМ; б – результаты расчёта ($p = 10, x > 0,52$);

1 – КА; 2 – адаптер, 3 – абсолютно жёсткие связи

По результатам анализа первого этапа разработана КЭМ-2 (Рисунок 3.6 а). Зелёным цветом показана проектная область, синим – неизменяемая область. Топологическая оптимизация проведена с параметром штрафа $p = 5$, ограничением на массу оставшегося материала (frm) не более 30 % от первоначальной массы проектной области, ограничением на экструзию вдоль оси OZ и ограничениями на симметрию в соответствии с исходными данными.

На Рисунке 3.6 б представлены результаты расчёта, элементы со значением проектной переменной ниже 0,3 не показаны.

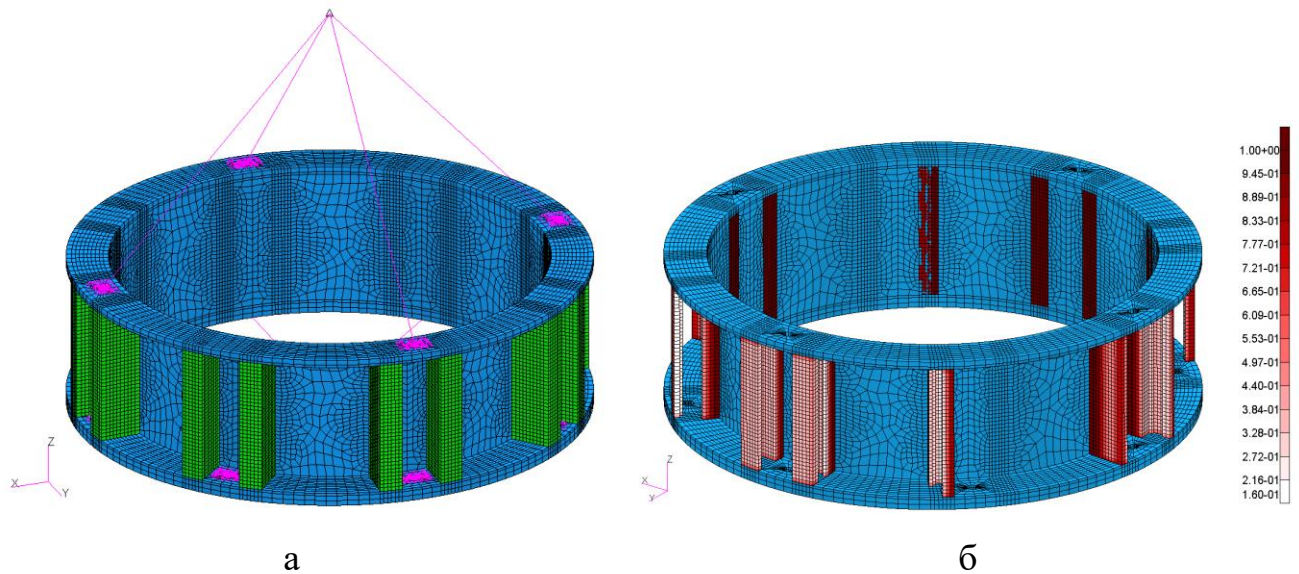


Рисунок 3.6 – Второй этап методики:

а – КЭМ; б – результаты расчёта ($p = 5$, $frm = 0,3$, $x > 0,3$)

По результатам анализа второго этапа принято решение использовать по два ребра около узлов крепления КА одной толщины, и по одному ребру у оставшихся точек крепления адаптера к разгонному блоку другой толщины. В связи с этим использовались три проектных переменных: толщина обечайки; толщина ребра № 1 и толщина ребра № 2. КЭМ-3, а также получившиеся толщины по результатам оптимизации представлены на Рисунке 3.7.

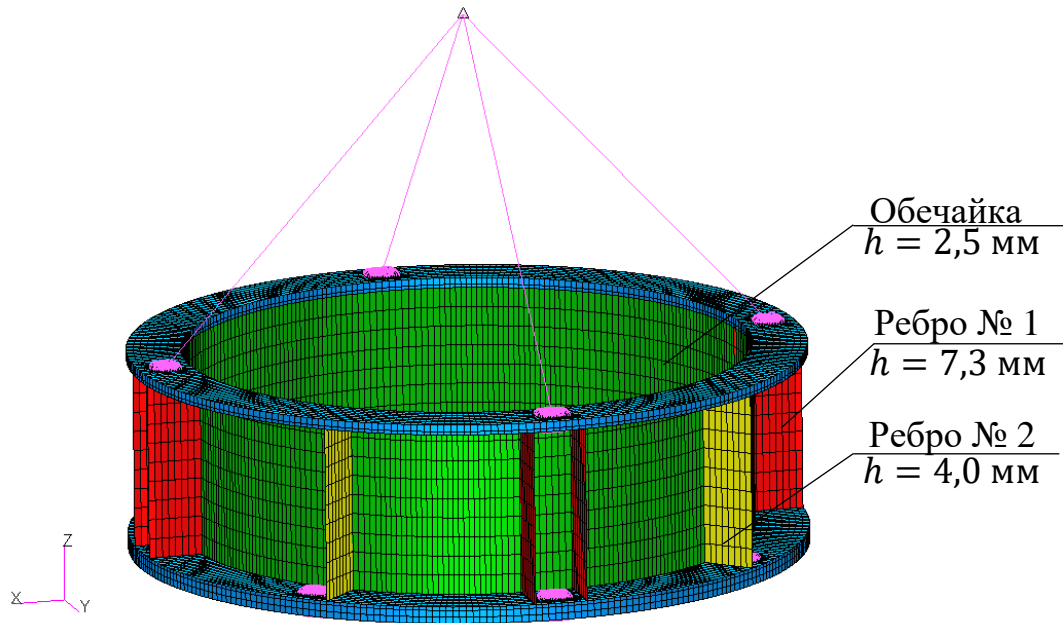
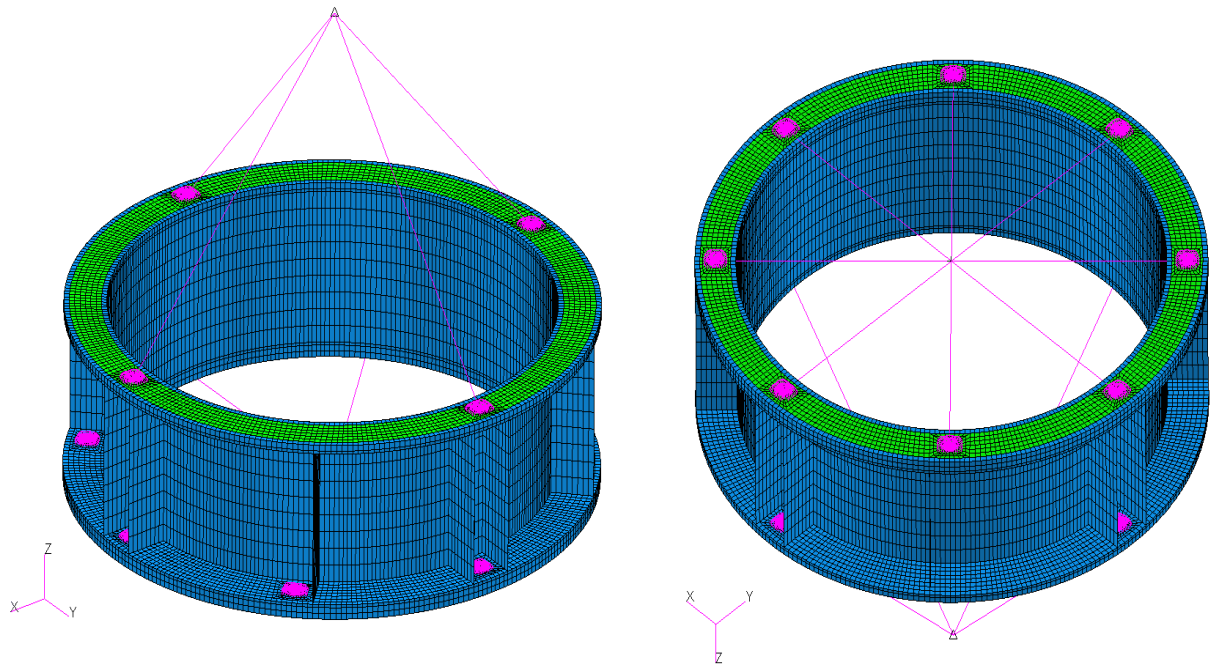


Рисунок 3.7 – Третий этап методики

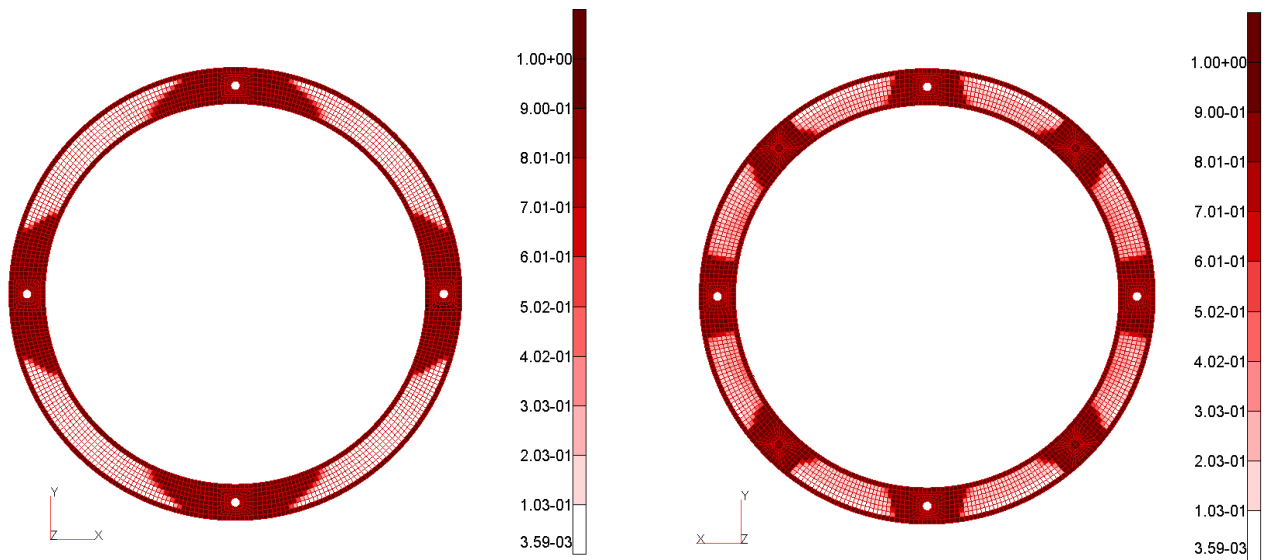
КЭМ-4 представлена на Рисунке 3.8 а. Зелёным цветом показана проектная область, синим – неизменяемая область. Топологическая оптимизация проведена с параметром штрафа $p = 5$, ограничением на массу оставшегося материала (frm) не более 50% от первоначальной массы проектной области, ограничением на экструзию вдоль оси OZ и ограничениями на симметрию в соответствии с исходными данными. На Рисунке 3.8 б представлены результаты расчёта для верхнего шпангоута, на Рисунке 3.8 в – для нижнего шпангоута.

На Рисунке 3.9 представлена КЭМ-5 и полученные толщины обечайки и рёбер.

Общий вид получившейся КСС адаптера представлен на Рисунке 3.10. Масса адаптера составила 172,8 кг, частота первого тона собственных колебаний – 30,3 Гц.



а



б

в

Рисунок 3.8 – Четвёртый этап методики:

а – КЭМ; б – распределение материала в верхнем шпангоуте ($p = 5$, $frm = 0,5$);в – распределение материала в нижнем шпангоуте ($p = 5$, $frm = 0,5$)

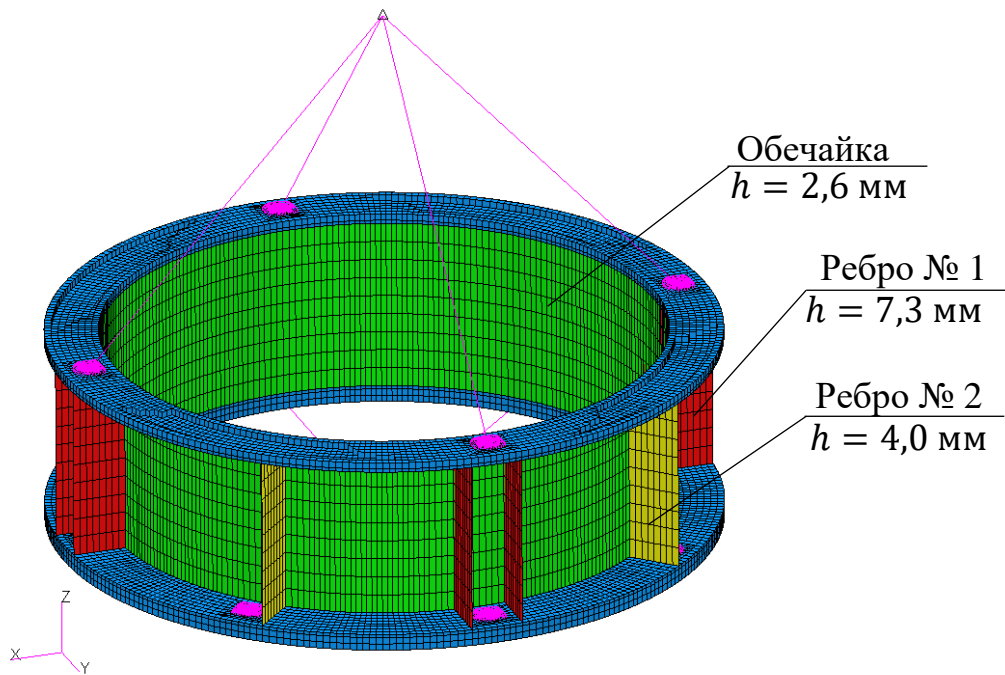


Рисунок 3.9 – Пятый этап методики

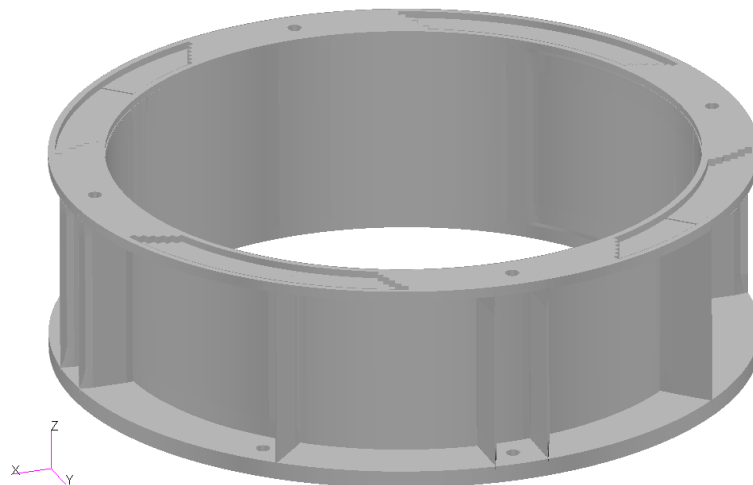


Рисунок 3.10 – Результирующая КСС адаптера

3.5.3 Проверка сеточной сходимости

Так как на первом этапе методики используется более грубая КЭ сетка (назовём её исходной) для уменьшения времени расчёта, то проведём проверку сеточной сходимости на примере трёх вариантов плотности КЭ сетки (Рисунок 3.11):

- 1) плотность сетки в 2 раза ниже исходной (разреженная сетка);
- 2) исходная сетка;
- 3) плотность сетки в 2 раза выше исходной (плотная сетка).

По результатам расчёта видно, что при увеличении плотности сетки время расчёта значительно увеличивается. Для разреженной сетки частота первого тона собственных колебаний весьма отличается, от частоты первого тона собственных колебаний, полученным для других плотностей сетки. Это связано с тем, что ввиду большого размера КЭ, получается большой размер силовых элементов подкрепляющего набора, что приводит к завышенной жёсткости конструкции адаптера. При этом частота первого тона собственных колебаний для средней и плотной сетки практически одинаковая, а время расчёта отличается в 8,5 раз.

Таким образом, выбранная плотность сетки является рациональным с точки зрения точности и времени расчёта.

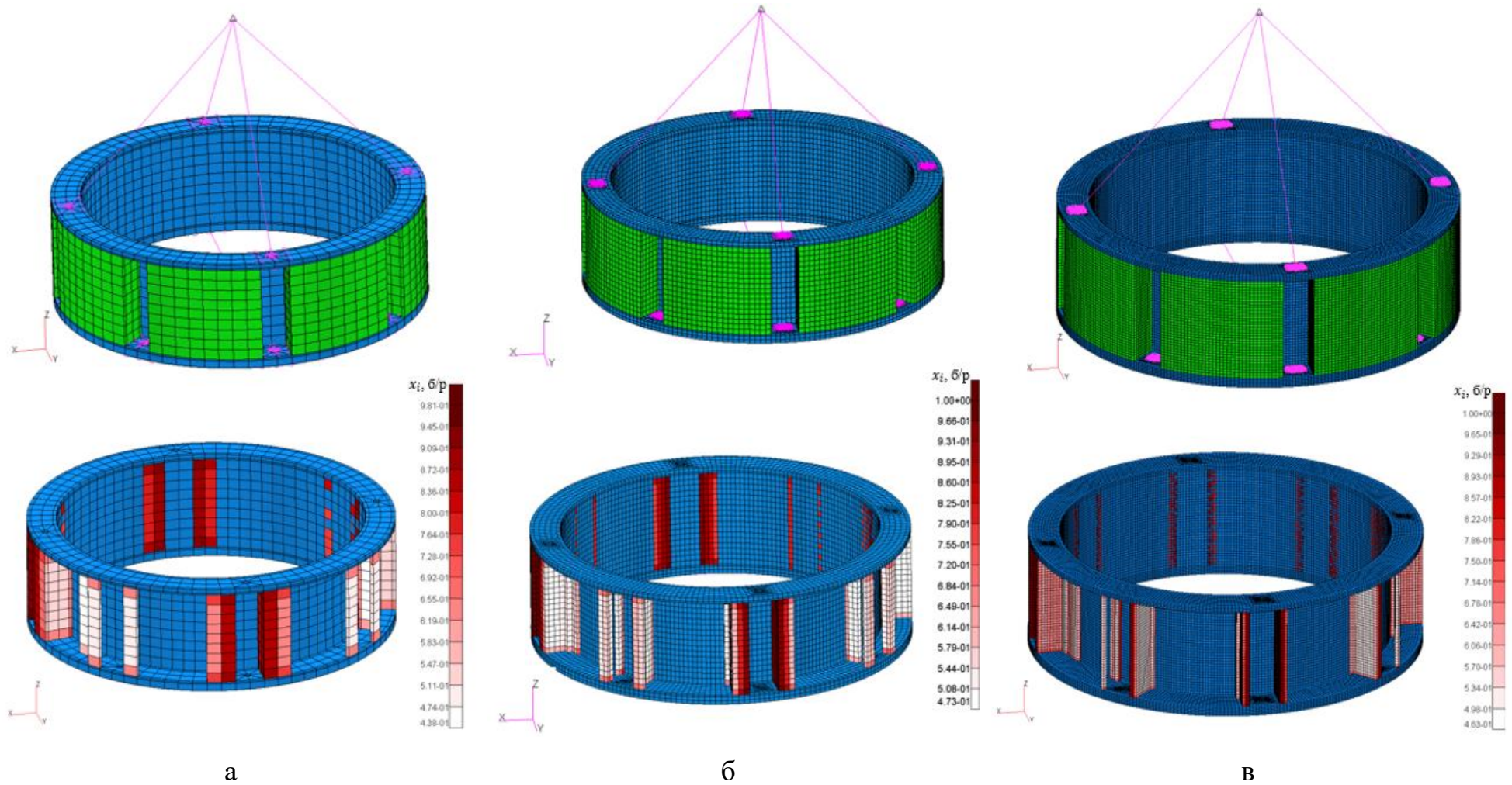


Рисунок 3.11 – Проверка сеточной сходимости:

а – разреженная сетка (частота – 51,5 Гц, время вычисления – 3,9 мин);

б – исходная сетка (частота – 34,0 Гц, время вычисления – 12,8 мин);

в – плотная сетка (частота – 34,2 Гц, время вычисления – 108,9 мин)

3.6 Заключение по главе 3

1. Разработана методика определения КСС адаптера с использованием топологической и параметрической оптимизаций.

2. Определена КСС адаптера для тестовой задачи. Проанализирована сеточная сходимость. Полученные результаты подтверждают работоспособность методики.

Глава 4 Определение конструктивно-силовой схемы блока перспективного космического аппарата

В данной главе представлено определение КСС БКА с перспективным КА ДЗЗ для удовлетворения требований динамической совместимости КА с РН «Союз-2.1а» с использованием разработанной комплексной методики.

4.1 Исходные данные

Общая схема БКА представлена на Рисунке 4.1. МЦИХ КА приведены в Таблице 4.1.

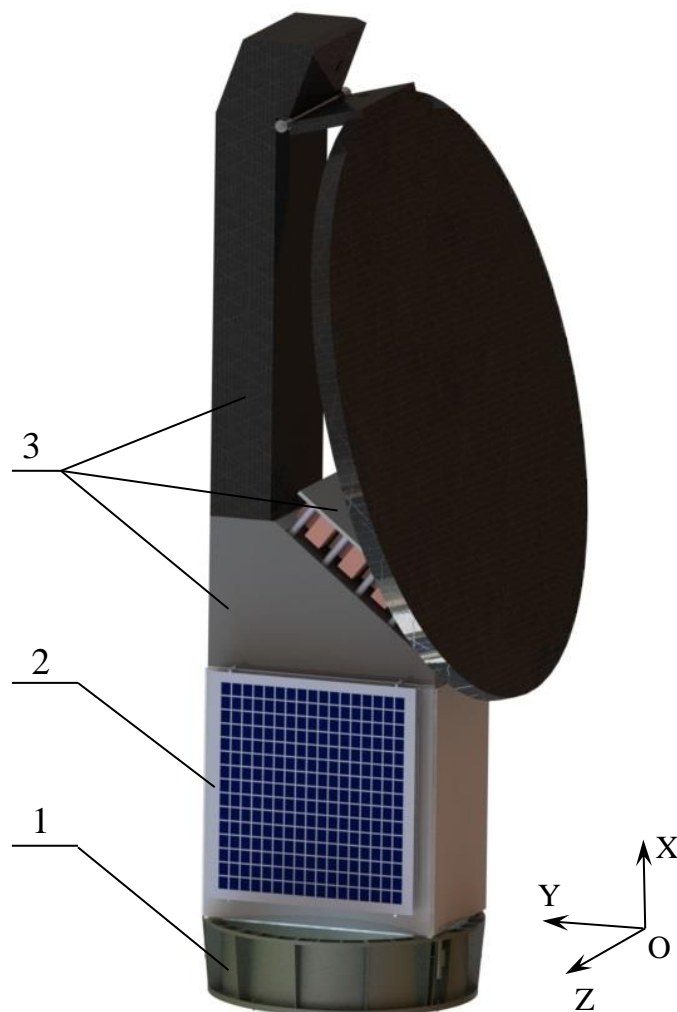


Рисунок 4.1 – Общая схема БКА:

1 – адаптер; 2 – корпус КА; 3 – ПН

Таблица 4.1 – МЦИХ КА ДЗЗ

Наименование параметра	Обозначение	Единица измерения	Значение
Масса	m	кг	2020,0
Координата центра масс по оси OX	x	м	1,582
Координата центра масс по оси OY	y	м	-0,012
Координата центра масс по оси OZ	z	м	-0,003
Момент инерции относительно оси OX	I_x	кг·м ²	1024,0
Момент инерции относительно оси OY	I_y	кг·м ²	4724,0
Момент инерции относительно оси OZ	I_z	кг·м ²	4963,0
Центробежный момент инерции относительно плоскости XOY	I_{xy}	кг·м ²	190,0
Центробежный момент инерции относительно плоскости YOZ	I_{yz}	кг·м ²	15,1
Центробежный момент инерции относительно плоскости XOZ	I_{xz}	кг·м ²	36,0
Примечание – МЦИХ представлены относительно системы координат OXYZ, начало которой совпадает с геометрическим центром стыка адаптера с корпусом КА; ось OX является продольной осью БКА и направлена по направлению полёта РКН; ось OY лежит в плоскости симметрии БКА и направлена в сторону панели задней; ось OZ дополняет тройку векторов до правой.			

БКА выводится на орбиту на РН «Союз-2.1а». В соответствии с требованиями, предъявляемыми разработчиком РН, низшая основная частота поперечных собственных колебаний БКА относительно жёсткого основания, совпадающего с плоскостью стыка адаптера с РБ «Фрегат» (РБФ) должна быть не ниже 12 Гц, продольная – не ниже 28 Гц.

Ввиду высокой неопределённости исходных данных и упрощённости КЭМ примем, что низшая основная частота поперечных собственных колебаний БКА относительно жёсткого основания, совпадающего с плоскостью стыка адаптера с РБФ должна быть не ниже 13,5 Гц, продольная – не ниже 32 Гц.

Полётные нагрузки принимаются в соответствии со справочником пользователя [117], нагрузки при наземной эксплуатации, а также коэффициенты безопасности на всех этапах эксплуатации принимаются в соответствии с ГОСТ Р 56514-2015 [20].

4.2 Определение мест установки межпанельных кронштейнов космического аппарата с использованием методики 1

4.2.1 Общая схема корпуса космического аппарата

Корпус КА (Рисунок 4.2) представляет собой прямоугольный параллелепипед с внутренними перегородками, состоящий из шести внешних и трёх внутренних (закрашены цветом) ТСП, соединённых между собой межпанельными кронштейнами.

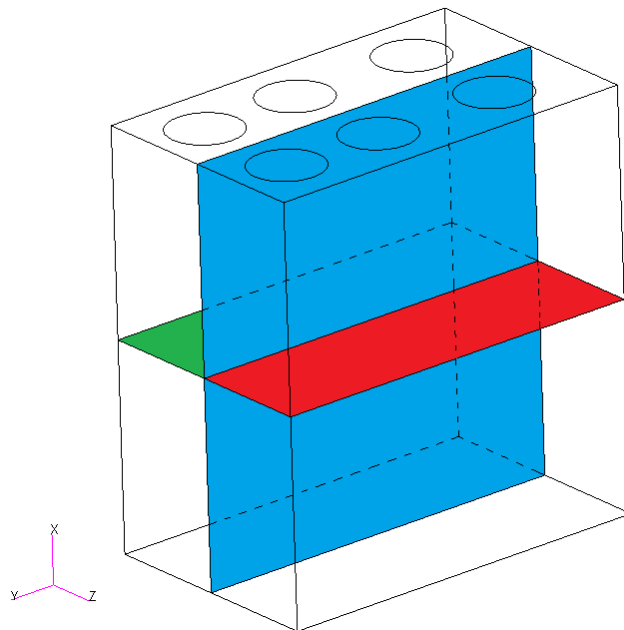


Рисунок 4.2 – Общая схема корпуса КА (цветом покрашены внутренние ТСП)

ТСП представляет собой трёхслойную сотовую панель (Рисунок 4.3), состоящую из двух обшивок из материала В95 и алюминиевым сотозаполнителем

между ними. Соты выполнены в виде правильного шестигранника с размером 2,75 мм и толщиной стенки 23 мкм (Рисунок 4.4).

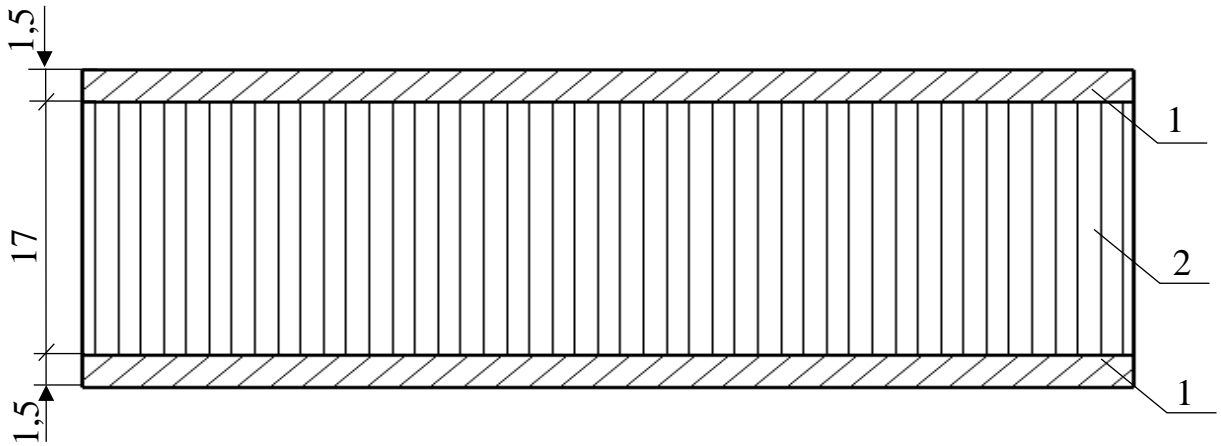


Рисунок 4.3 – Схема ТСП:

1 – обшивка; 2 - соты

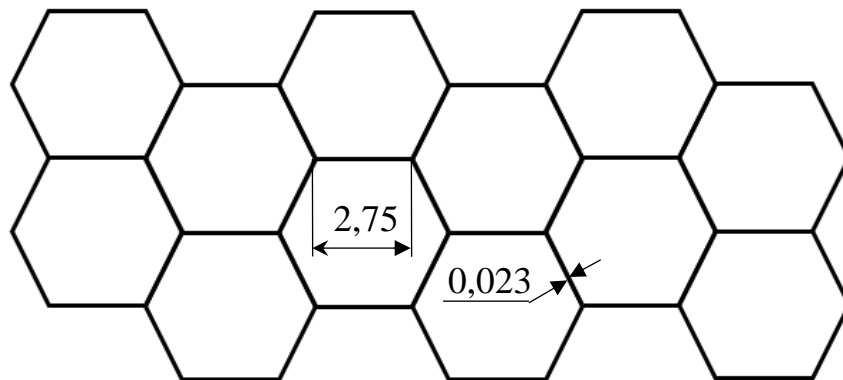


Рисунок 4.4 – Фрагмент сот ТСП

ТСП являются силовыми элементами конструкции, на которых размещаются приборы и агрегаты. Отметим наиболее важные приборы и агрегаты с точки зрения влияния их на частоты и формы собственных колебаний КА: ПН устанавливается на верхние торцы боковых и центральной (показана синим цветом) панелях; двигательная установка (ДУ) раскреплена на нижней панели (панель «Х-»), раскрываемые батареи солнечные (БС) размещаются на левой (панель «Z-») и правой (панель «Z+») панелях. Для формализации граничных условий стоит отметить, что кронштейны крепления КА к адаптеру (4 шт.) устанавливаются к нижним торцам передней «Y-» и задней «Y+» панели. МЦИХ оснащённых ТСП, а также ПН представлены в Таблице 4.2.

Таблица 4.2 – МЦИХ оснащённых ТСП и ПН

Наименование	m , кг	x , м	y , м	z , м	I_x , кг·м ²	I_y , кг·м ²	I_z , кг·м ²	I_{xy} , кг·м ²	I_{yz} , кг·м ²	I_{xz} , кг·м ²
Панель левая Z-	168,4	0,932	-0,038	-0,576	35,0	47,2	81,6	-2,6	-0,1	0,2
Панель правая Z+	187,2	0,947	-0,017	0,550	37,0	56,7	92,5	-3,6	0,2	0,7
Панель передняя Y-	100,7	1,089	-0,908	0,030	7,8	30,0	23,0	0,9	0,2	1,1
Панель задняя Y+	252,9	0,806	0,842	0,006	20,9	63,1	44,5	2,5	0,0	1,1
Панель нижняя X-	250,2	-0,158	-0,057	0,022	53,1	20,4	46,4	2,2	-0,9	1,2
Панель верхняя X+	12,9	2,000	-0,041	0,000	5,5	1,6	3,9	0,0	0,0	0,0
Панель центральная	309,7	0,914	0,033	0,008	50,7	95,3	137,2	-11,1	-0,6	1,4
Панель поперечная левая	8,6	1,000	0,000	-0,300	2,7	0,2	2,5	0,0	0,0	0,0
Панель поперечная правая	8,6	1,000	0,000	0,300	2,7	0,2	2,5	0,0	0,0	0,0
ПН	723,0	3,132	-0,182	-0,036	406,0	1330,0	1277,0	502,0	12,0	87,0

4.2.2 Конечно-элементная модель

КЭМ КА разработана таким образом, чтобы можно было с помощью СПО DILIB определить места установки межпанельных кронштейнов. Она основана на геометрической модели. В ней ТСП моделируются поверхностями, которые разделены полосами с шириной, соответствующей ширине мест размещения межпанельных кронштейнов (Рисунок 4.5 а, выделено красным цветом); из этих поверхностей вытянуты вспомогательные «солиды» (Рисунок 4.5 б, выделено красным цветом) для зависимых свойств (Приложение А). Между вспомогательными «солидами» (Рисунок 4.5 в, выделено красным цветом) создаются основные «солиды» для независимых свойств (Рисунок 4.5 в, выделено зелёным цветом). Получаемые основные и вспомогательные «солиды» служат для создания проектной области (Рисунок 4.5 г).

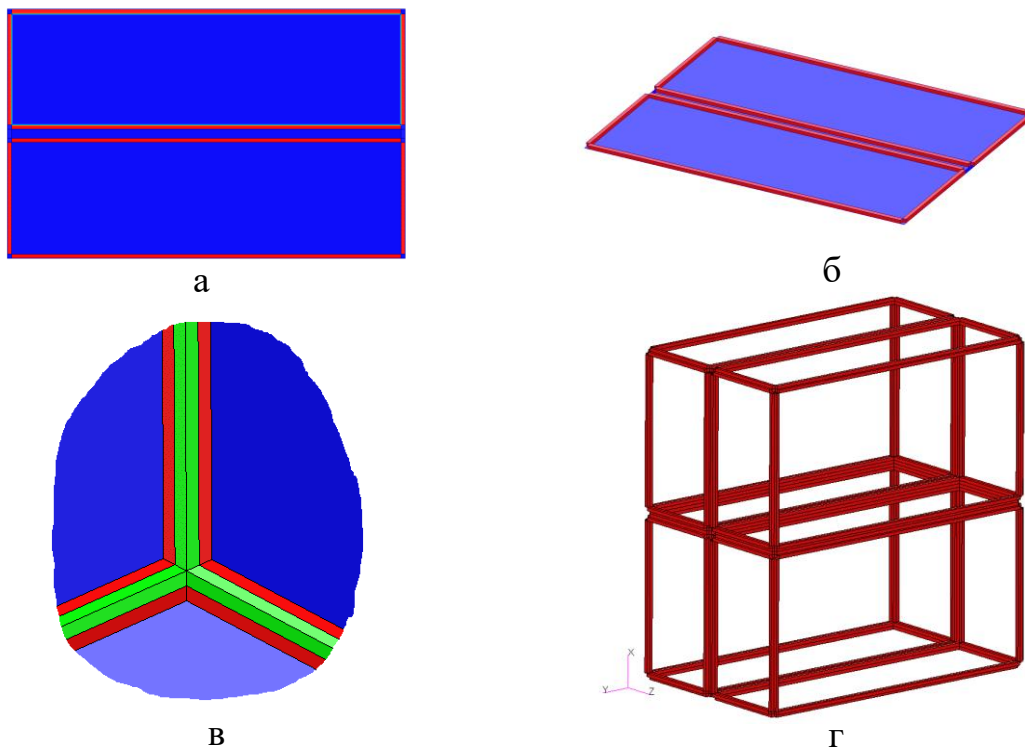


Рисунок 4.5 – Создание геометрической модели:

а – создание поверхностей на нижней панели; б – создание вспомогательных «солидов» на нижней панели; в – создание основных «солидов»; г – геометрия для создания проектной области

КЭМ КА (Рисунок 4.6) состоит из КЭМ оснащённых ТСП, КЭМ ПН и КЭМ проектной области. КЭМ оснащённых ТСП смоделированы 2D КЭ со свойствами типа SHELL [96]. Материал ТСП смоделирован, как композитный методом Laminate [96] и состоит из трёх слоёв: двух внешних – АМг6 (*Isotropic* [96]) и промежуточного (*2D Orthotropic* [96]), моделирующего сотовый наполнитель с приведёнными характеристиками (Таблица 4.3), определяемыми по методике [36].

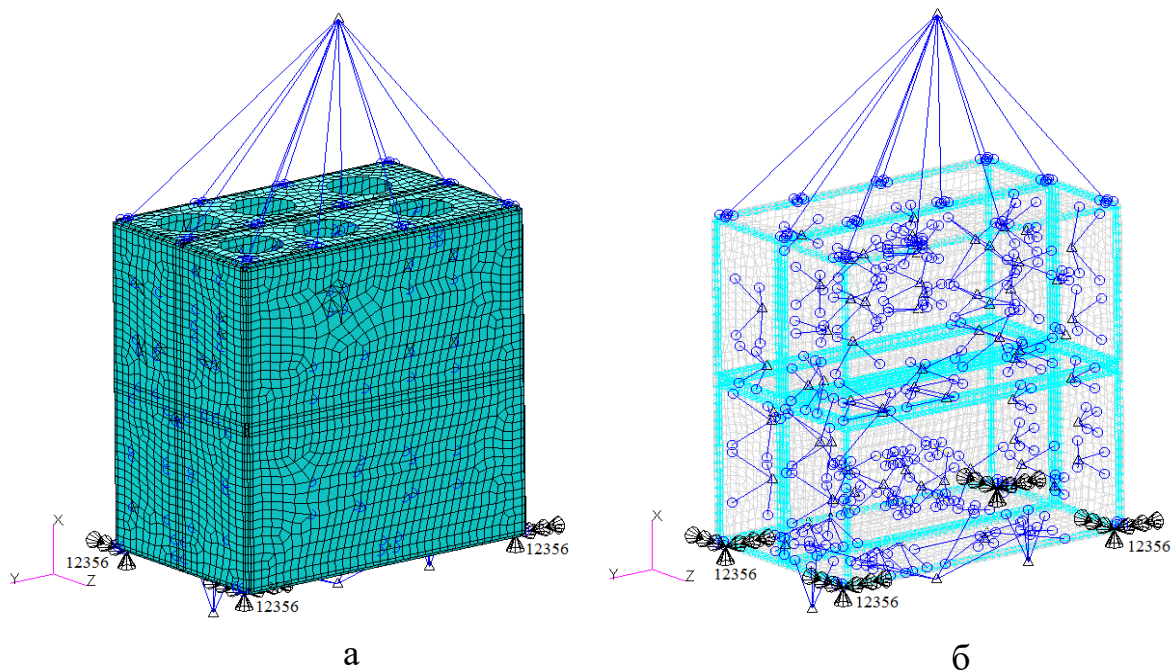


Рисунок 4.6 – КЭМ КА:

а – общий вид; б – общий вид с прозрачными стенками

Таблица 4.3 – Характеристики сотонаполнителя

Характеристика	Значение
E_{11} , Па	30
E_{22} , Па	30
ν_{12}	0,3
G_{12} , Па	30
G_{13} , Па	$1,987 \cdot 10^8$
G_{23} , Па	$1,3018 \cdot 10^8$
ρ , кг/м ³	38
Примечание: значения E_{11}, E_{22}, G_{12} приняты ненулевыми для численной устойчивости задачи.	

Приборы массой более 1 кг, в том числе и ПН смоделированы точечными КЭ с МЦИХ, соответствующими фактическим МЦИХ приборов, остальные приборы, а также БС и бортовая кабельная сеть (БКС) учтены в виде неконструкционной массы.

Проектная область промоделирована КЭ типа HEX [96] с фиктивным материалом, характеристики которого представлены в Таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Характеристики материала проектной области

Характеристика	Значение
E , Па	10^{12}
ν	0,3
ρ , кг/м ³	1

КЭ созданы таким образом, чтобы узлы соприкасающихся граней ТСП с проектной областью полностью совпадали и были «сшиты».

С учётом формулы Данкерли, ограничим значение первой фундаментальной частоты КА относительно жёсткого основания значением 18 Гц.

Низшая частота собственных колебаний по разработанной КЭМ КА с учётом проектной области составляет 33,6 Гц, что выше заданного ограничения, а значит, допустимой областью проектных переменных является непустое множество.

4.2.3 Результаты расчёта

Расчёт проводился в СПО DILIB. Фрагмент входного bdf файла представлен на Рисунке 4.7. Целевой функцией является масса проектной области, которая минимизируется. Ограничение задаётся на первую частоту собственных колебаний, которая должна быть не выше 18 Гц. Так же задаются технологические ограничения на симметрию:

– расположение межпанельных кронштейнов, устанавливаемых на поперечные панели, должно быть симметрично относительно вертикальных плоскостей симметрии XOY и XOZ;

– расположение остальных межпанельных кронштейнов должно быть симметрично относительно всех плоскостей симметрии: XOY, XOZ и горизонтальной плоскости, проходящей по середине высоты корпуса КА.

```

1 BEGIN DILIB
2 DLBVAR, 1, 100, 0.5, 0.2, 15.0, 1, 4;
3 DLBVAR, 2, 200, 0.5, 0.2, 15.0, 17, 18;
4 DLBMC, 100, SYM, 10;
5 DLBMC, 200, SYM, 20;
6 DLBSYM, 10, XY, XZ;
7 DLBSYM, 20, XY, YZ, XZ;
8 DLBOBJ, 1, MIN, MASS, ;
9 DLBCONSTR, 1, FREQ, 1, 18.0, ;
10 DLBPARAM, 1, SFSCOF, 10000.0, OPTMAXITER, 1000, MAXITER, 1000, SSDS, 20.0, SLS, 10000.0;
11 END DILIB
12 SOL 103
13 CEND
14 TITLE = MSC.Nastran
15 ECHO = NONE
16 SUBCASE 1
17     SUBTITLE=zakrep
18     METHOD = 1
19     SPC = 2
20     VECTOR(SORT1,REAL)=ALL
21     SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
22 BEGIN BULK
23 PARAM      POST      0
24 PARAM      PRTMAXIM YES
25 EIGRL      1          10      0          MASS
26 $ Elements and Element Properties for region : kr_osn
27 PSOLID 1      1      0
...
1341 $ Elements and Element Properties for region : kr_vspom
1342 PSOLID 4      1      0
...
11937 $ Elements and Element Properties for region : kr_osn_perek1
11938 PSOLID 17     1      0
...
12676 $ Elements and Element Properties for region : kr_vspom_perek1
12677 PSOLID 18     1      0
...
14309 $ Referenced Material Records
14310 $ Material Record : amg6
14311 MAT1 2      7.1+10      .3      2640.
14312 $ Material Record : kr
14313 MAT1 1      1.+12      .3      1.
14314 $ Material Record : sota2d
14315 MAT8 3      30.      30.      .3      30.      1.987+8 1.3018+838.

```

Рисунок 4.7 – Фрагмент входного файла bdf

Результаты проведения топологической оптимизации для данной КЭМ представлены на Рисунке 4.8. На основе полученных результатов определены места установки межпанельных кронштейнов, которые показаны на Рисунке 4.9 красным цветом.

Поверочный расчёт показал, что низшая частота собственных колебаний КА на жёстком основании составила 18,7 Гц (Рисунок 4.10), что удовлетворяет заданным требованиям (18,0 Гц). Набор первых 10 частот с описанием их характера представлен в Таблице 4.5.

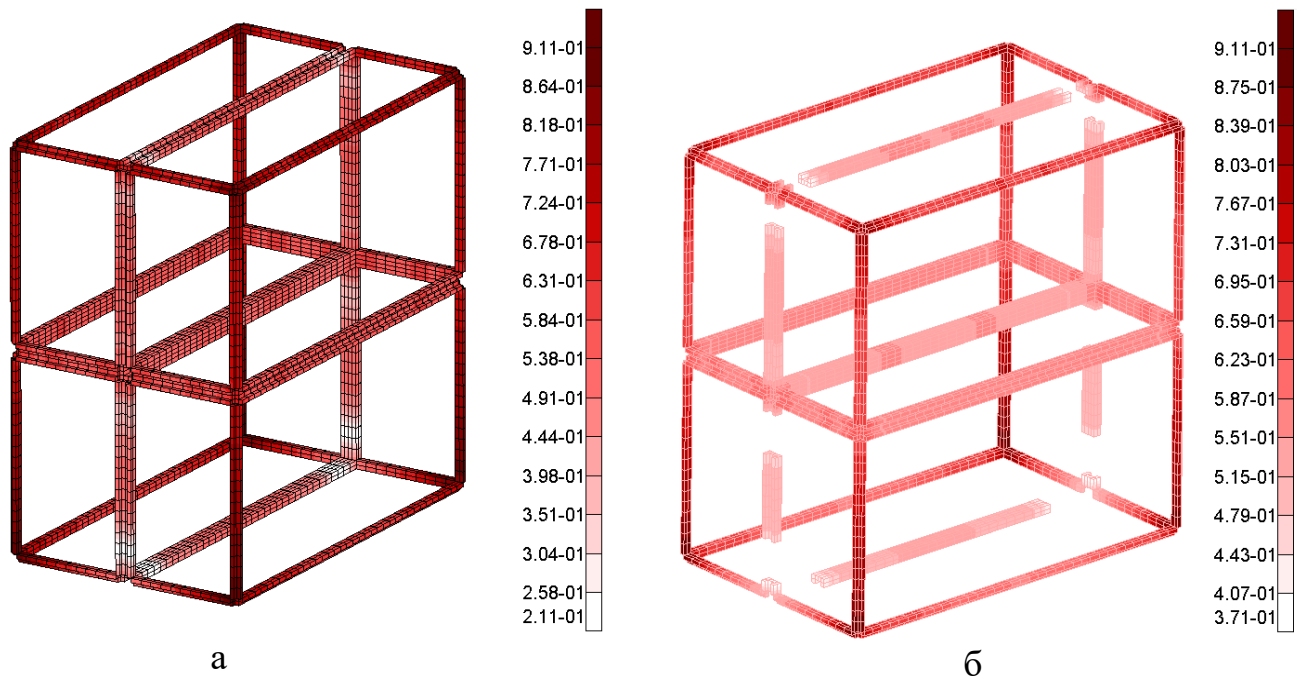


Рисунок 4.8 – Результаты расчёта определения мест установки межпанельных кронштейнов:

а – без удаления элементов, б – с удалением элементов, плотность которых ниже 0,45

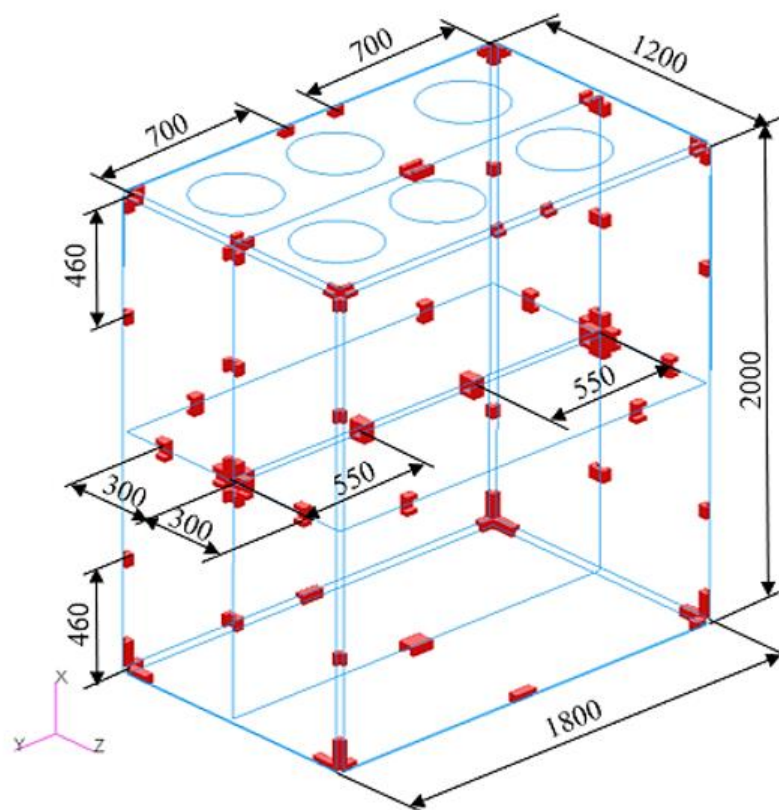


Рисунок 4.9 – Места установки межпанельных кронштейнов

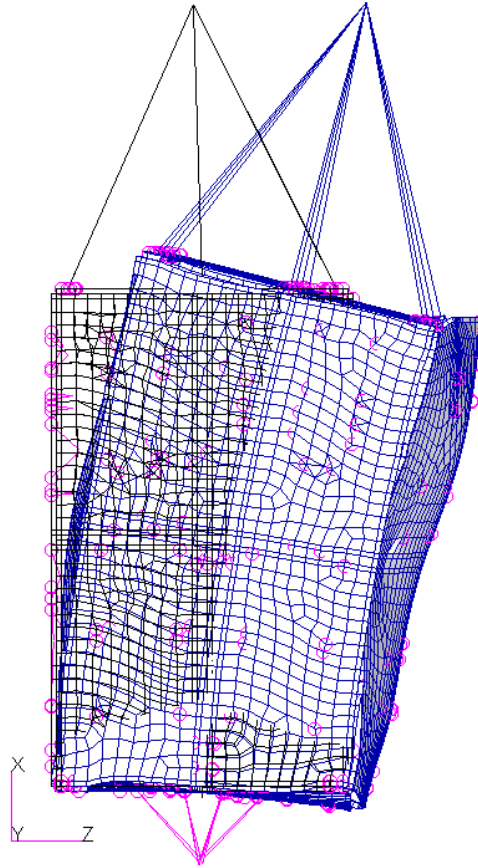


Рисунок 4.10 – Форма первого основного изгибного тона собственных колебаний КА в плоскости XOZ, 18,7 Гц

Таблица 4.5 – Тона собственных колебаний КА

№ тона	Частота, Гц	Характер тона
1	18,7	Первый основной изгибный тон в плоскости XOZ
2	24,7	Первый изгибный тон нижней ТСП
3	25,3	Первый изгибный тон средней ТСП
4	26,9	Первый изгибный тон правой ТСП
5	31,38	Первый изгибный тон левой ТСП
6	31,44	Второй изгибный тон нижней ТСП
7	32,7	Первый основной изгибный тон в плоскости XOY
8	32,8	Третий изгибный тон нижней ТСП
9	34,8	Второй изгибный тон средней ТСП
10	36,3	Второй изгибный тон правой ТСП

4.3 Определение конструктивно-силовой схемы адаптера с использованием методики 2

4.3.1 Исходные данные

Адаптер должен представлять собой конструкцию оболочечного типа с подкрепляющим набором. Нижний шпангоут должен обеспечивать механическую связь с РБФ, внешний и внутренний диаметр которого составляет 2,1 м и 1,94 м соответственно, а верхний шпангоут – механическую связь с КА, внешний и внутренний диаметр которого равны 2,2 м и 1,94 м соответственно. На верхнем шпангоуте должны быть предусмотрены места крепления пироболтов и толкателей. Строительная высота нижнего шпангоута должна быть не менее 50 мм, верхнего – не менее 30 мм. Высота адаптера составляет 600 мм. На адаптере размещается КА с МЦИХ, представленными в Таблице 4.1.

С учётом формулы Данкерли частота собственных колебаний абсолютно жёсткого КА с упругим адаптером, закреплённом на абсолютно жёстком основании в местах, соответствующих штатным местам крепления адаптера к РБФ, должна быть не ниже 20 Гц.

Случаи нагружения и коэффициенты безопасности представлены в Таблице 4.6. Перегрузки, действующие на БКА при транспортировании представлены в Таблице 4.7. Перегрузки, действующие на БКА на этапе выведения представлены в Таблице 4.8.

Таблица 4.6 – Случаи нагружения и коэффициенты безопасности

Случай нагружения	Коэффициент безопасности
Транспортирование автомобильным транспортом (статика)	2,0
Транспортирование автомобильным транспортом (устойчивость)	1,5
Транспортирование железнодорожным транспортом (статика)	2,0
Транспортирование железнодорожным транспортом (устойчивость)	1,5
Транспортирование авиационным транспортом	1,5
Этап выведения	1,3

Таблица 4.7 – Перегрузки при транспортировании

Вид транспортирования	Эксплуатационная перегрузка		
	$n_x^э$	$n_y^э$	$n_z^э$
Автотранспортом	$\pm 2,00$	$1,00 \pm 2,00$	$\pm 1,25$
По железной дороге	$\pm 3,00$	$1,00 \pm 1,25$	$\pm 1,00$
Авиационный	$\pm 1,50$	4,70	0,00
Примечание – нагрузки вдоль различных осей могут действовать совместно в произвольных сочетаниях внутри указанных эксплуатационных диапазонов.			

Таблица 4.8 – Максимальные эксплуатационные перегрузки, действующие на БКА в составе РКН

Случай нагружения	Поперечная	Продольная
Транспортирование	$\pm 0,3$	min -1,3 max -0,7
Старт	$\pm 1,8$	min -1,6 max -0,4
Полёт в районе действия максимального скоростного напора	$\pm 1,1$	min -2,8 max -2,0
Полёт на участке работы первой ступени с максимальным ускорением	$\pm 0,9$	min -5,0 max -3,6
Разделение первой и второй ступеней РН	$\pm 1,1$	min -4,3 max -0,6
Полёт на участке работы второй ступени	$\pm 1,2$	min -4,0 max -0,6
Разделение второй и третьей ступеней РН	$\pm 0,8$	min -3,3 max +1,3
Начало полёта третьей ступени	$\pm 0,8$	min -2,9 max +0,9
Выключение ДУ третьей ступени	$\pm 0,4$	min -4,0 max +1,8
<p>Примечания:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Отрицательная продольная перегрузка указывает на сжатие в продольном для РКН направлении. 2. Поперечные нагрузки могут действовать в любом направлении в плоскости, перпендикулярной продольной оси РКН. 3. Поперечные и продольные нагрузки могут действовать совместно в произвольных сочетаниях внутри указанных диапазонов. 		

4.3.2 Применяемые ограничения

Для определения КСС адаптера используются три типа ограничений: на собственные частоты, на прочность (максимальные напряжения по фон Мизесу) и на потерю устойчивости (запас по потере устойчивости). Для расчёта всех ограничений используется закрепление по штатным узлам крепления адаптера к РБФ. Анализируя Таблицы 4.6 – 4.8, получены случаи нагружения для ограничений на прочность (Таблица 4.9) и на устойчивость (Таблица 4.10).

Таблица 4.9 – Случаи нагружения для ограничений на прочность

Идентификационный номер случая нагружения	Ускорение, м/с ²		
	a_x	a_y	a_z
011	23,40	10,40	0,00
012	23,40	-10,40	0,00
013	23,40	0,00	10,40
014	23,40	0,00	-10,40
015	23,40	7,41	7,41
016	23,40	-7,41	7,41
017	23,40	-7,41	-7,41
018	23,40	7,41	-7,41
021	-20,80	23,40	0,00
022	-20,80	-23,40	0,00
023	-20,80	0,00	23,40
024	-20,80	0,00	-23,40
025	-20,80	16,64	16,64
026	-20,80	-16,64	16,64
027	-20,80	-16,64	-16,64
028	-20,80	16,64	-16,64
031	-65,00	15,60	0,00
032	-65,00	-15,60	0,00
033	-65,00	0,00	15,60
034	-65,00	0,00	-15,60
035	-65,00	11,05	11,05
036	-65,00	-11,05	11,05
037	-65,00	-11,05	-11,05
038	-65,00	11,05	-11,05
041	40,00	60,00	25,00
042	40,00	60,00	-25,00
043	40,00	-20,00	25,00
044	40,00	-20,00	-25,00
045	-40,00	60,00	25,00
046	-40,00	60,00	-25,00
047	-40,00	-20,00	25,00
048	-40,00	-20,00	-25,00
051	60,00	45,00	20,00
052	60,00	45,00	-20,00
053	60,00	-5,00	20,00
054	60,00	-5,00	-20,00
055	-60,00	45,00	20,00
056	-60,00	45,00	-20,00
057	-60,00	-5,00	20,00
058	-60,00	-5,00	-20,00
061	22,50	70,50	0,00
062	-22,50	70,50	0,00

Таблица 4.10 – Случаи нагружения для ограничений на потерю устойчивости

Идентификационный номер случая нагружения	Ускорение, м/с ²		
	a_x	a_y	a_z
121	-20,80	23,40	0,00
122	-20,80	-23,40	0,00
123	-20,80	0,00	23,40
124	-20,80	0,00	-23,40
125	-20,80	16,64	16,64
126	-20,80	-16,64	16,64
127	-20,80	-16,64	-16,64
128	-20,80	16,64	-16,64
131	-65,00	15,60	0,00
132	-65,00	-15,60	0,00
133	-65,00	0,00	15,60
134	-65,00	0,00	-15,60
135	-65,00	11,05	11,05
136	-65,00	-11,05	11,05
137	-65,00	-11,05	-11,05
138	-65,00	11,05	-11,05
145	-30,0	45,00	18,75
146	-30,0	45,00	-18,75
147	-30,0	-15,00	18,75
148	-30,0	-15,00	-18,75
155	-45,00	33,75	15,00
156	-45,00	33,75	-15,00
157	-45,00	-3,75	15,00
158	-45,00	-3,75	-15,00
162	-22,50	70,50	0,00

4.3.3 Конечно-элементные модели и результаты расчётов

По результатам анализа исходных данных Раздела 4.3.1 разработана КЭМ-1 (Рисунок 4.11). Красным цветом показаны места установки крепёжных элементов, толкателей и пироболтов (далее – внешние элементы), зелёным – КЭ проектной области, синим – КЭ, не участвующие в оптимизации.

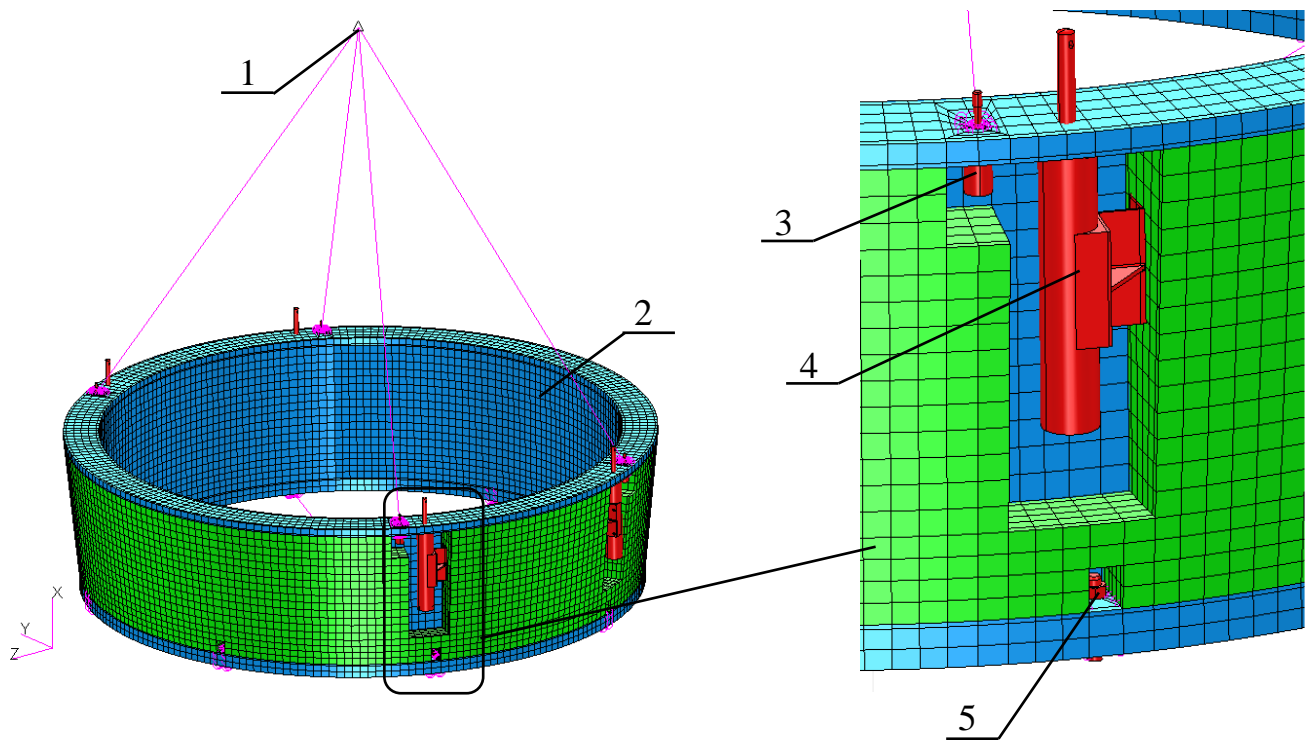


Рисунок 4.11 – КЭМ-1:

1 – КА; 2 – адаптер; 3 – пироболт; 4 – толкатель с установочным кронштейном;
5 – шпилька с гайкой

На первом этапе был проведён ряд расчётов с различными значениями параметра штрафа (p) [94, 96] равными пяти и десяти. Использование нескольких значений параметра штрафа обусловлено его влиянием на получаемую конструкцию [15], что позволяет при разных значениях параметра штрафа, получить несколько вариантов конструкции и выбрать из них наилучший. Для данной задачи рекомендуется выбирать этот параметр в диапазоне от трёх до десяти.

Для каждого значения параметра штрафа был выполнен дополнительный расчёт с использованием ограничения экструзии по оси OX (EXT X) [94, 96].

Во всех расчётах были использованы следующие ограничения: частота первого тона собственных колебаний не ниже 20 Гц, максимальное напряжение в элементах не более 250 МПа, а также ограничения на симметрию относительно плоскостей XZ и XY. Основные результаты представлены на Рисунке 4.12.

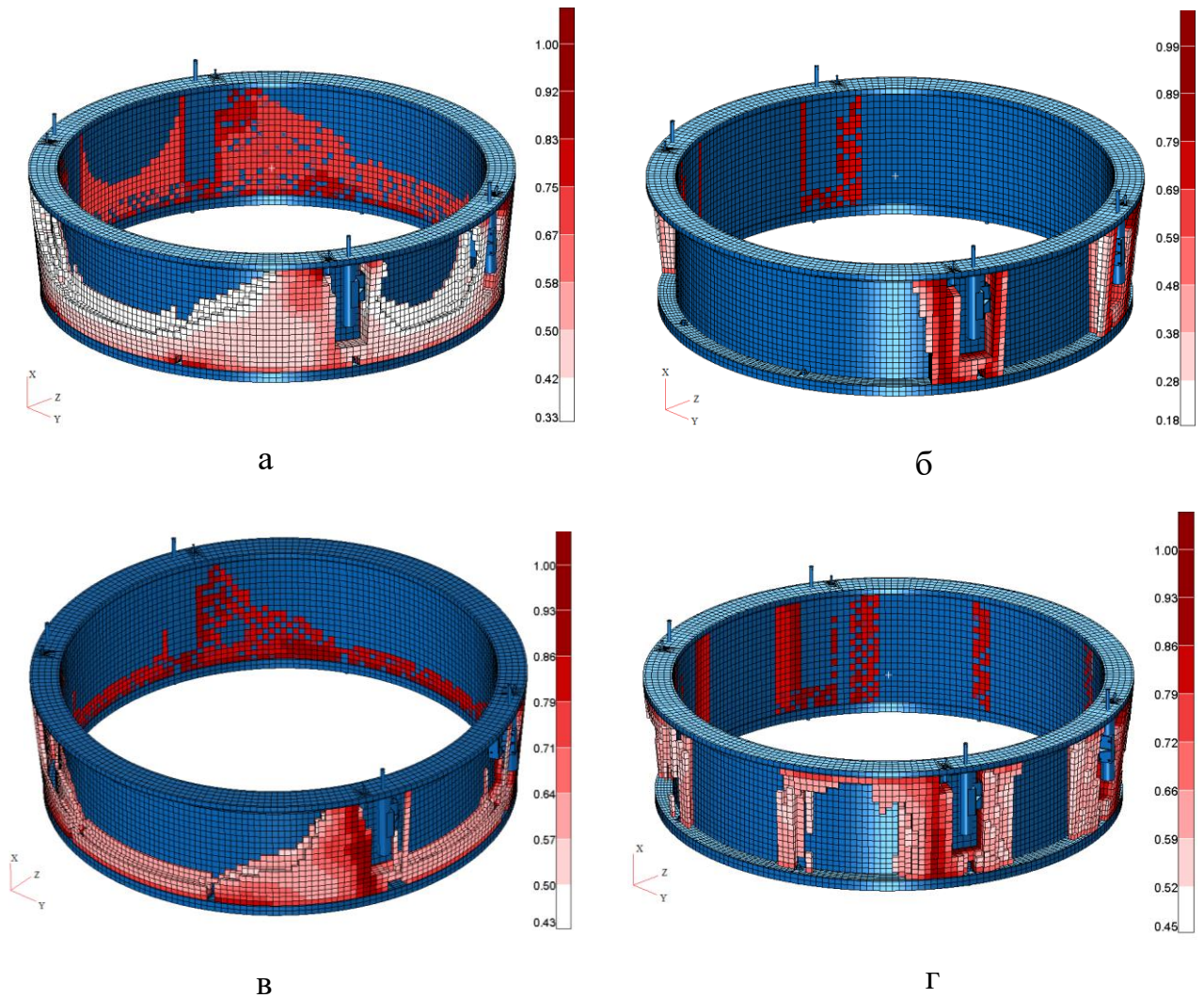


Рисунок 4.12 – Результаты топологической оптимизации КЭМ-1:

а – $p = 5$; б – $p = 5$, EXT X; в – $p = 10$; г – $p = 10$, EXT X

Для дальнейшей проработки КСС адаптера с точки зрения традиционного изготовления были выбраны варианты б и г Рисунка 4.12. На основании выбранных вариантов разработаны КЭМ-2.1 (Рисунок 4.13) и

КЭМ-2.2 (Рисунок 4.14). Красным цветом обозначены внешние элементы, синим – неоптимизируемая область, зелёным – оптимизируемая.

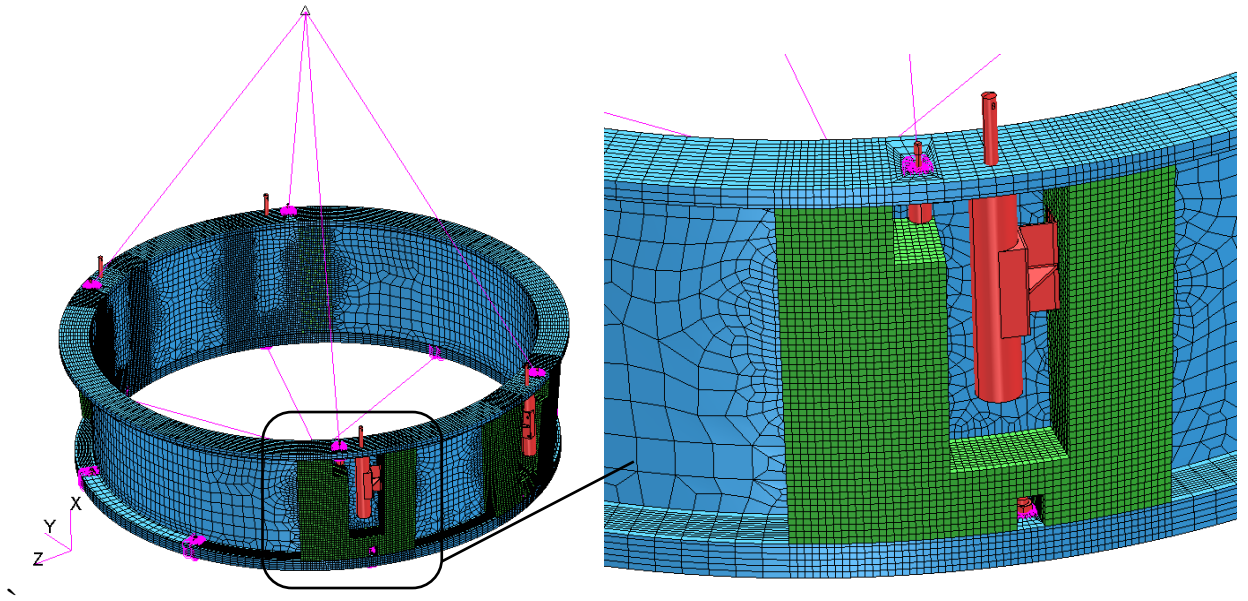


Рисунок 4.13 – КЭМ-2.1

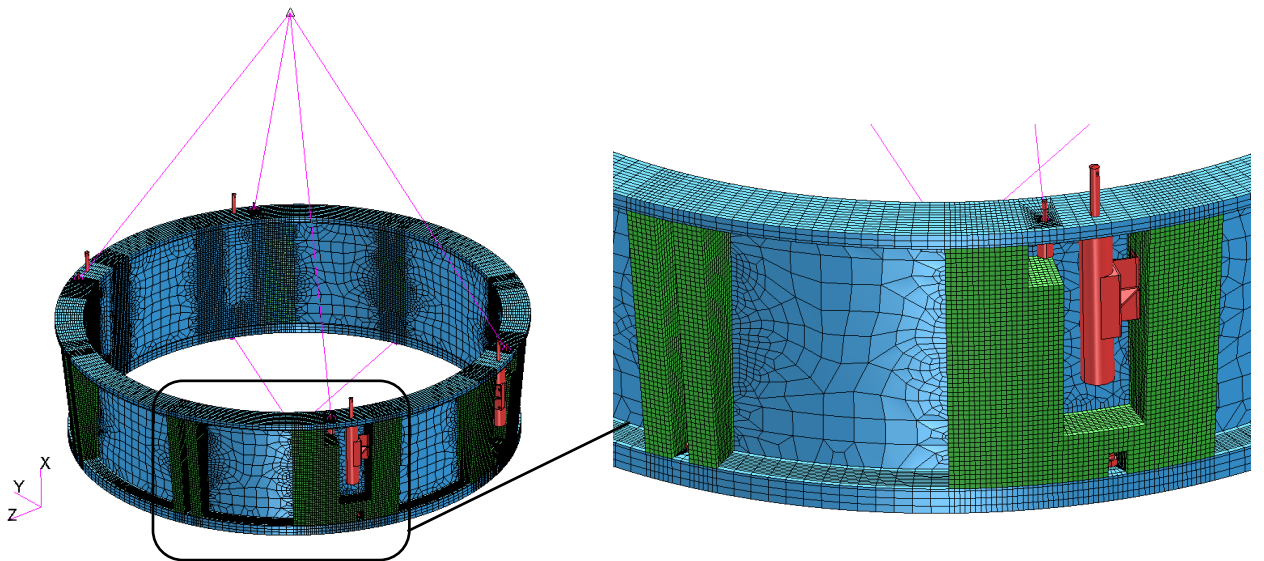


Рисунок 4.14 – КЭМ-2.2

На втором этапе было проведено несколько расчётов с параметрами штрафа r равными пяти и десяти и ограничениями на массовую долю fr_{mass} равными 0,3, 0,5 и 0,7, а также ограничениями на экструзию по оси OX . Наиболее значимые результаты для КЭМ-2.1 представлены на Рисунке 4.15, для КЭМ-2.2 – на Рисунке 4.16. Полный набор результатов расчёта представлен в приложении Б.

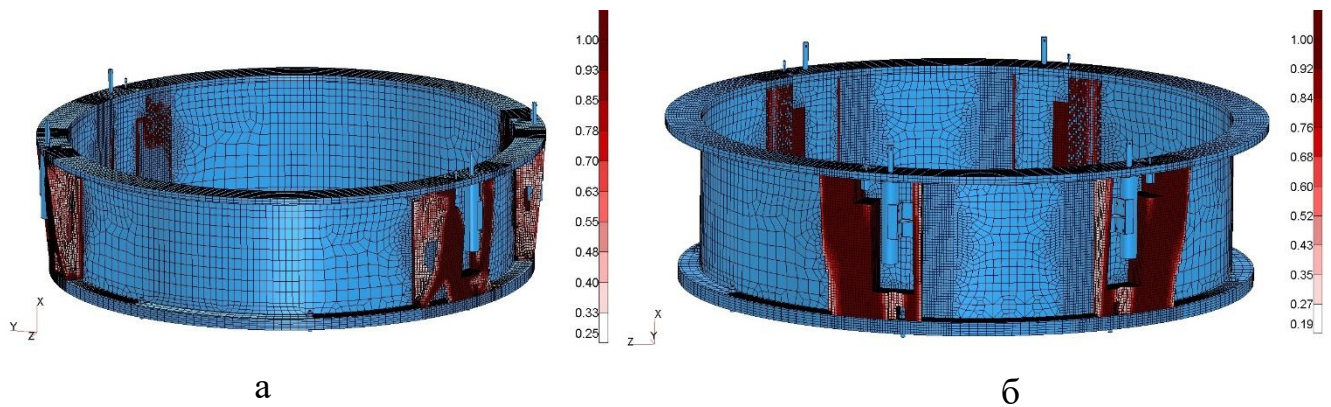


Рисунок 4.15 – Наиболее значимые результаты расчёта КЭМ-2.1:

а – $p = 5$, FRMASS = 0,5;

б – $p = 5$, FRMASS = 0,5, EXT X

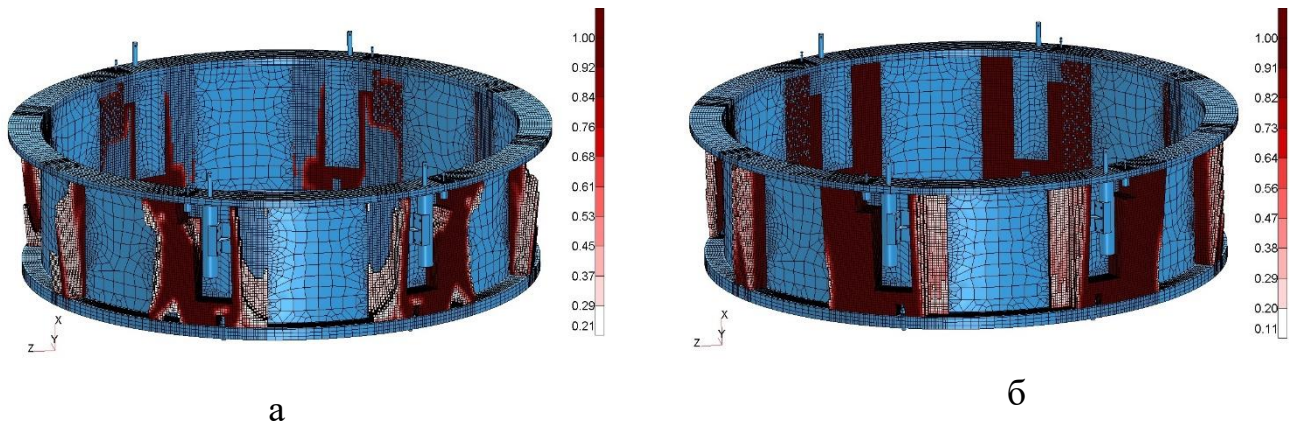


Рисунок 4.16 – Наиболее значимые результаты расчёта КЭМ-2.2:

а – $p = 5$, FRMASS = 0,5;

б – $p = 5$, FRMASS = 0,7, EXT X

При анализе полученных результатов были разработаны по три силовые схемы на каждую КЭМ и получено **новое** конструктивное решение – локальная обшивка. Схема формирования моделей представлена на Рисунке 4.17. Укороченные локальные обшивки используются вместо обычных, когда в силовой схеме присутствуют ребра № 5, это необходимо для доступа к ребру № 5 и локальной обшивке при сварке. КЭМ отличаются между собой наличием/отсутствием локальных обшивок и рёбер № 4 и № 5, в остальном они идентичны. Так модели группы КЭМ-3.2.X отличаются от моделей группы

Для каждой из шести КЭМ проводилась параметрическая оптимизация для получения предварительных толщин силовых элементов. В качестве целевой функции применялась минимизация массы, в качестве ограничений использовались: ограничение на нижнюю границу частоты первого тона собственных колебаний (не ниже 20 Гц); ограничение на напряжения по фон Мизесу (не более 250 МПа) и ограничение на устойчивость (коэффициент запаса не ниже 1,3). Результаты оптимизации представлены в Таблице 4.12.

Таблица 4.12 – Предварительные толшины силовых элементов

Наименование	Толщина, мм					
	КЭМ-3.1.1	КЭМ-3.1.2	КЭМ-3.1.3	КЭМ-3.2.1	КЭМ-3.2.2	КЭМ-3.2.3
Обечайка	1,2	1,3	1,3	1,1	1,2	1,1
Ребро 1	8,8	11,0	7,7	9,0	11,5	10,5
Ребро 2	7,4	6,5	7,2	7,7	7,0	7,7
Ребро 3	2,0	1,3	2,0	2,1	1,4	1,9
Ребро 4	-	-	-	1,8	1,5	1,2
Ребро 5	-	0,7	0,9	-	1,3	0,6
Ребро горизонтальное	4,0	3,5	3,9	4,2	3,9	3,3
Локальная обшивка	1,9	-	2,3	1,9	-	2,2

Далее проведена топологическая оптимизация шпангоутов с параметрами штрафа p равными трём, пяти и десяти и ограничениями на массовую долю f_{mass} равными 0,3, 0,5 и 0,7 для всех КЭМ, полученных на этапе 3. Схема оптимизации шпангоутов представлена на Рисунке 4.18: синим цветом показана неоптимизируемая область, зелёным – оптимизируемая. Примеры результатов оптимизации шпангоутов изображены на Рисунке 4.19, все остальные результаты представлены в приложении В.

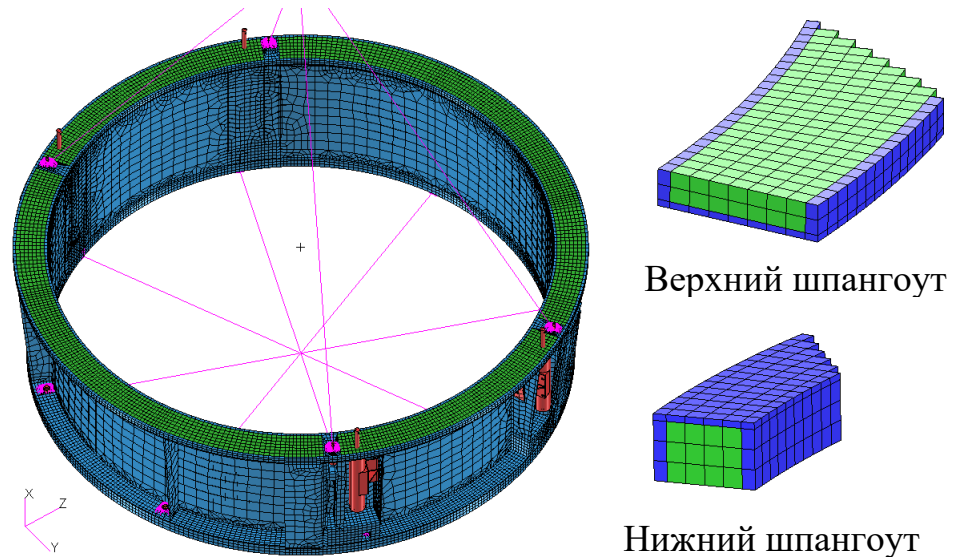


Рисунок 4.18 – Схема оптимизации шпангоута (КЭМ-4.2.1)

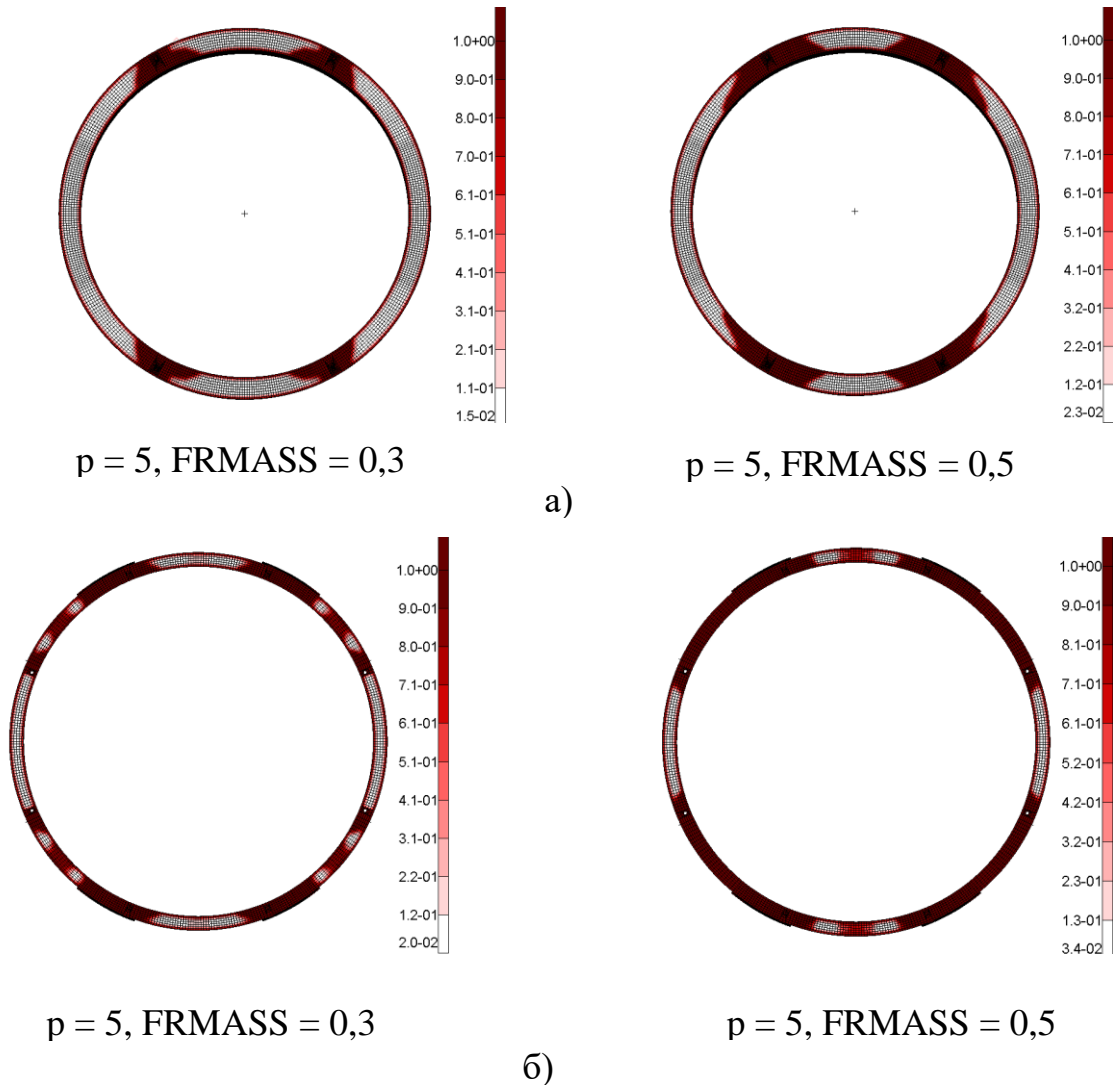


Рисунок 4.19 – Результаты оптимизации шпангоутов КЭМ-4.2.1:

а – верхнего; б - нижнего

На последнем этапе была проведена параметрическая оптимизация для уточнения толщин элементов КСС, аналогично выполняемой на третьем этапе. В Таблице 4.13 приведены результаты параметрической оптимизации.

Таблица 4.13 – Толщины силовых элементов

Наименование	Толщина, мм					
	КЭМ-5.1.1	КЭМ-5.1.2	КЭМ-5.1.3	КЭМ-5.2.1	КЭМ-5.2.2	КЭМ-5.2.3
Обечайка	1,6	1,6	2,4	1,6	1,7	3,1
Ребро 1	8,8	14,7	1,6	9,4	15,3	2,3
Ребро 2	6,0	7,0	9,3	5,7	7,0	10,2
Ребро 3	3,4	3,4	3,0	3,9	3,3	2,7
Ребро 4	-	-	-	1,9	1,6	1,5
Ребро 5	-	1,1	1,2	-	1,0	1,3
Ребро горизонтальное	2,6	0,6	1,6	2,4	2,1	1,6
Локальная обшивка	3,2	-	2,1	2,7	-	1,7

Далее были проведены поверочные расчёты на собственные частоты, прочность и устойчивость. Результаты расчётов представлены в Таблице 4.14. Из полученных вариантов был выбран адаптер, соответствующий КЭМ-5.2.1. На Рисунке 4.20 представлена полученная КСС адаптера.

Таблица 4.14 – Сравнение результатов поверочных расчётов

Наименование модели	Масса, кг	Частота первого тона, Гц	К-т запаса по текучести ($\sigma_{02} = 270$ МПа), 1 / Максимальное напряжение, МПа	К-т запаса по устойчивости, 1
КЭМ-5.1.1	118,4	20,59	1,5/178	1,35
КЭМ-5.1.2	121,7	21,21	1,5/175	1,42
КЭМ-5.1.3	119,0	20,87	1,4/195	1,25
КЭМ-5.2.1	117,9	20,78	1,5/179	1,45
КЭМ-5.2.2	119,4	21,66	1,6/172	1,20
КЭМ-5.2.3	126,0	22,21	1,5/185	0,94

Примечание – в КЭМ-5.2.3 оптимизационная задача не сошлась и была принудительно остановлена.

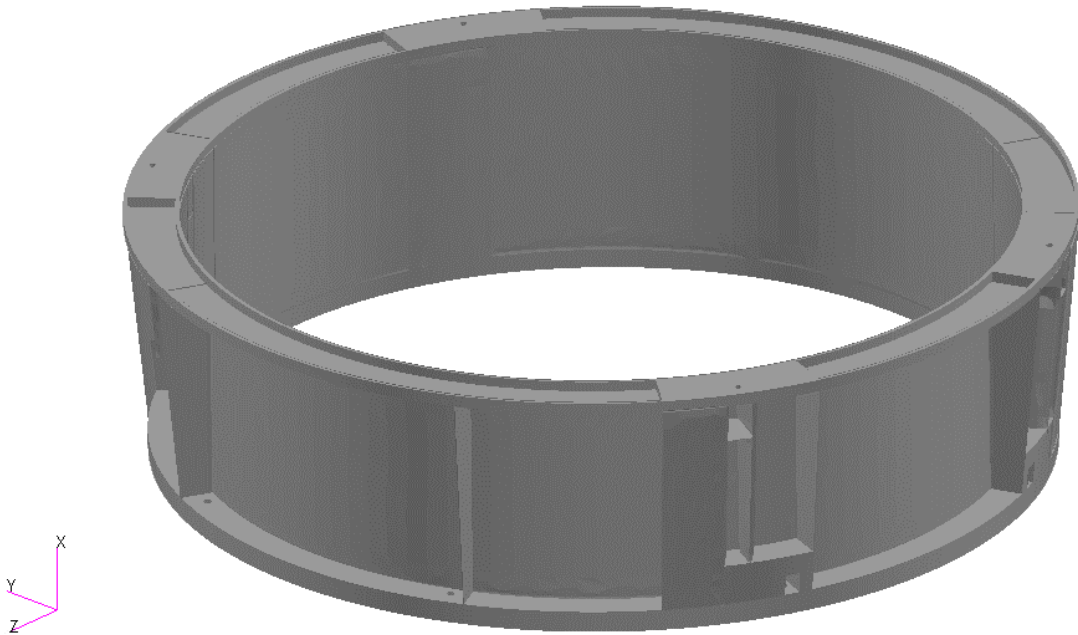


Рисунок 4.20 – Полученная КСС адаптера

4.4 Уточнение конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата

После того, как определены параметры КСС КА и адаптера можно провести уточнение параметров КСС адаптера. Для этого необходимо в КЭМ адаптера добавить полноразмерную КЭМ КА и соединить их с помощью абсолютно жёстких связей (RBE2) в местах крепления КА к адаптеру. Получившаяся КЭМ БКА представлена на Рисунке 4.21.

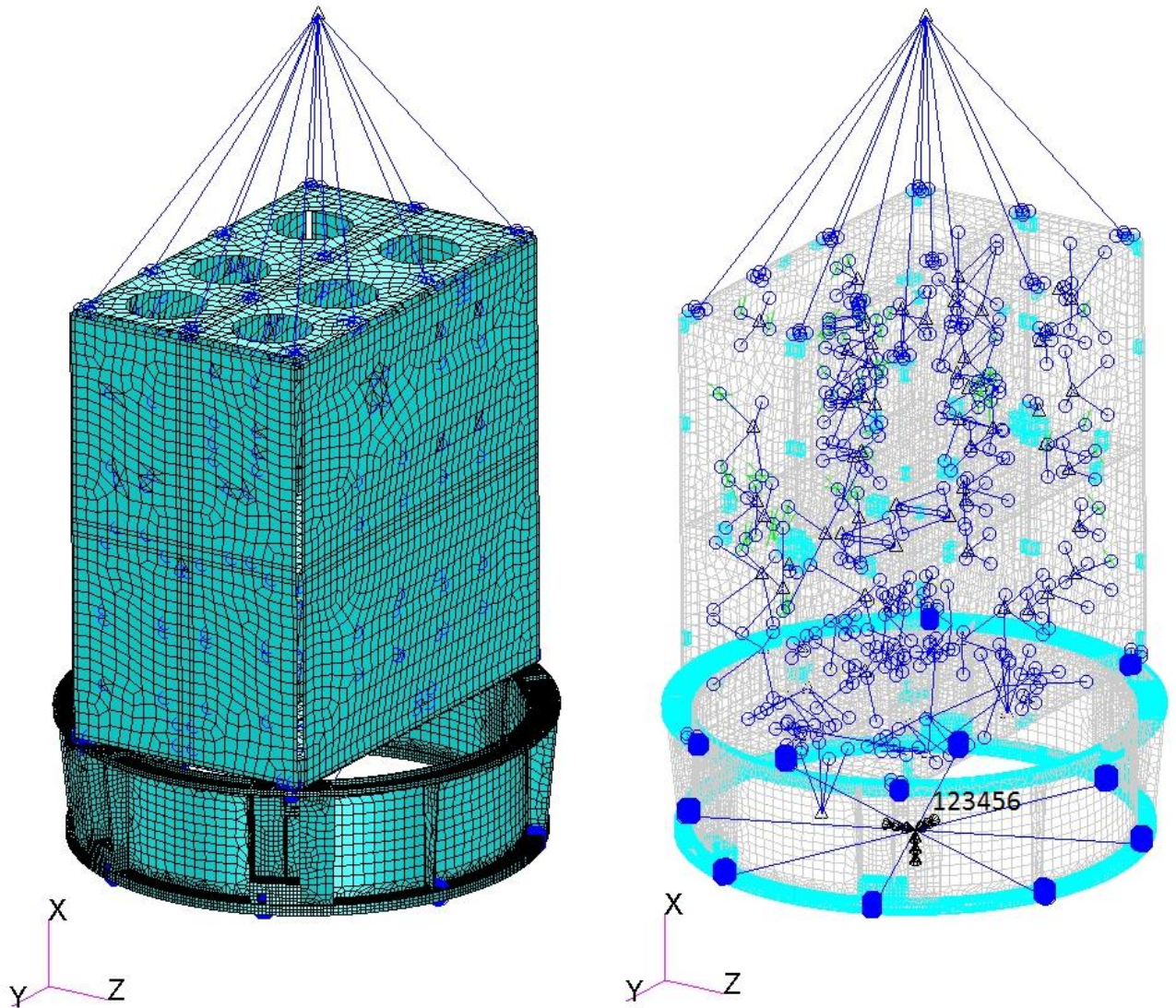


Рисунок 4.21 – КЭМ БКА

Первая основная (фундаментальная) частота собственных колебаний, полученная по данной модели, составляет 13,1 Гц. Однако, согласно требованиям, с учётом запаса частота должна быть не ниже 13,5 Гц. В связи с этим проводится параметрическая оптимизация силовых элементов адаптера. В отличие от оптимизации, проводимой отдельно для адаптера, в данном случае задаются ограничения только на частоту собственных колебаний. Чтобы конструкция адаптера оставалась прочной и не теряла устойчивость вводится нижняя граница толщин силовых элементов, равная текущей их толщине. Результаты параметрической оптимизации представлены в Таблице 4.15.

Таблица 4.15 – Итоговые толщины силовых элементов адаптера

Наименование	Толщина, мм	
	до уточнения	после уточнения
Обечайка	1,6	1,7
Ребро 1	9,4	13,4
Ребро 2	5,7	11,0
Ребро 3	3,9	3,9
Ребро 4	1,9	1,9
Ребро горизонтальное	2,4	2,4
Локальная обшивка	2,7	2,7
Масса, кг	117,9	123,4

4.5 Поверочный расчёт

Проведём расчёт на частоты и формы собственных колебаний БКА для проверки выполнения требований динамической совместимости КА с РН «Союз-2.1а». Для этого используем КЭМ, представленную на Рисунке 4.21, с толщинами силовых элементов адаптера, согласно Таблице 4.15 и расположением межпанельных кронштейнов согласно Рисунку 4.9. Расчёт проводился в диапазоне до 100 Гц. В Таблице 4.16 представлены основные (более 10 %) модальные массы и модальные моменты инерции в процентах от общей массы и моментов инерции соответственно. Формы основных тонов колебаний БКА представлены в приложении Г.

Как видно из Таблицы 4.16 низшая частота поперечных собственных колебаний БКА относительно жёсткого основания составляет 13,5 Гц, низшая продольная частота – 62,4 Гц.

Таким образом, требования динамической совместимости для выведения БКА на РН «Союз-2.1а» выполнены.

Таблица 4.16 – Модальные массы и моменты инерции БКА

№ тона	Частота, Гц	Модальные массы и моменты инерции, %						Характер тона
		TX	TY	TZ	RX	RY	RZ	
1	13,5	0,0	0,0	54,8	7,5	98,3	0,0	Первый основной изгибный тон в плоскости XOZ
2	20,9	0,0	70,7	0,0	0,2	0,0	98,2	Первый основной изгибный тон в плоскости XOY
3	24,7	12,4	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	Локальный тон ДУ
13	45,8	0,1	0,3	0,6	21,0	0,1	0,0	Первый крутильный тон корпуса
16	50,7	0,0	0,0	1,5	13,7	0,2	0,0	Второй крутильный тон корпуса
23	62,4	28,7	0,8	0,1	0,0	0,0	0,0	Первый основной продольный тон
26	66,8	2,2	11,5	0,1	0,0	0,0	0,2	Второй основной изгибный тон в плоскости XOY
27	68,1	12,0	0,0	0,1	0,1	0,0	0,0	Локальный тон ТСП
28	69,9	33,4	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	Второй основной продольный тон
Сумма по тонам до 100 Гц		93,9	94,4	92,1	85,4	99,7	99,4	-

4.6 Заключение по главе 4

1. С учётом разработанной комплексной методики определения КСС БКА для выполнения требований динамической совместимости КА с РН разработана КСС БКА с перспективным КА в части:

- определения количества и мест установки межпанельных кронштейнов корпуса КА;
- определения КСС адаптера.

2. Проведённый поверочный расчёт подтверждает, что разработанная КСС БКА с перспективным КА полностью удовлетворяет требованиям динамической совместимости КА с РН «Союз-2.1а».

3. В процессе определения КСС адаптера найдено новое конструктивное решение силовой схемы адаптера, отличающееся наличием локальных обшивок в местах крепления КА, позволяющее увеличить жёсткость адаптера.

Заключение

Разработана методика оптимизации конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата для обеспечения динамической совместимости с ракетой-носителем.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

1. Разработана **методика** определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА с использованием топологической оптимизации.

В разработанной методике **впервые** использована топологическая оптимизация для определения количества и мест установки кронштейнов корпуса КА и предложена **новая модификация метода SIMP**, позволяющая значительно, **в три раза**, сократить размерность задачи оптимизации в сравнении со стандартным методом.

2. Разработано **специальное программное обеспечение** «Determination of Installation Location for Interpanel Brackets (DILIB)» по определению расположения межпанельных кронштейнов.

3. Разработана **методика** определения КСС адаптера КА с использованием топологической и параметрической оптимизаций, в которой **впервые** предложен подход к применению топологической оптимизации, отличающийся от традиционного тем, что результатом оптимизации является не **конструкция** несущих элементов, а их **количество** и **расположение**.

4. С помощью разработанных методик и СПО DILIB определена КСС БКА с перспективным КА для удовлетворения требований динамической совместимости с РН «Союз-2.1а», при использовании которых, найдено **новое конструктивное решение** силовой схемы адаптера, отличающееся наличием локальных обшивок в местах крепления КА и позволяющее увеличить жёсткость адаптера.

5. Разработанный комплекс методик применён при проектировании КА «Бауманец-3» и «Кондор-ФКА-М» в АО «ВПК «НПО машиностроения». При использовании методик установлено, что время проектирования КСС БКА **сокращено в два раза**, масса адаптера КА «Кондор-ФКА-М» **сокращена на 29,5 %**.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Дальнейшее развитие предлагаемого подхода может быть ориентировано на объединение метода SIMP топологической оптимизации с методом ESO или BESO, что позволит ещё сократить время на проектирование КСС БКА. Для этого необходимо решить проблему появления сингулярных матриц.

Список сокращений и условных обозначений

A	критерий оптимальности
B_{ij}	булева матрица i -го КЭ для включения его матрицы жёсткости и матрицы масс в матрицу жёсткости и матрицу масс системы
C_{ij}	матрица коэффициентов упругости материала i -го КЭ
D_{ij}	матрица деформации i -го КЭ
E	единичная матрица
E_i	модуль упругости материала i -го КЭ
E_{mat}	модуль упругости материала кронштейнов
$f(y)$	функция, необходимая для увеличения скорости сходимости итерационной схемы
f_i	частота i -го тона собственных колебаний
\bar{f}_i^H, \bar{f}_i^B	нижнее и верхнее значение допустимого диапазона частоты i -го тона собственных колебаний соответственно
$\mathcal{G}_{f_i}^H, \mathcal{G}_{f_i}^B$	нижнее и верхнее ограничение на частоту i -го тона собственных колебаний соответственно
$\mathcal{G}_{kl}, \mathcal{G}_{ki}$	нижнее и верхнее ограничение, соответствующее k -ому и ki -ому ограничению соответственно
i	номер проектной переменной
j	номер КЭ в i -ой группе КЭ, соответствующей i -ой проектной переменной
K	матрица жёсткости системы
K_e^{ij}	матрица жёсткости i -го КЭ
k_g	коэффициент нормировки ограничений
kl, ki	номер ограничения частоты собственных колебаний снизу и сверху соответственно
L	функция Лагранжа

m	масса
M	матрица масс системы
M_k	масса конструкции
M_e^{ij}	матрица масс i -го КЭ
n	количество проектных переменных
N	число степеней свободы задачи
N_{ij}	матрица форм i -го КЭ
p	параметр штрафа
ql, qu	число нижних и верхних ограничений соответственно
s_i	число КЭ в i -ой группе КЭ
t	номер тона
T_{ij}	матрица преобразования координат из локальной системы координат i -го КЭ в глобальную систему координат системы
V_e	объём i -го КЭ
V_i	объём i -го КЭ из проектной области
V_{ij}	объём i -го КЭ в j -ой группе КЭ, соответствующих j -ой проектной переменной
X	вектор проектных переменных
X^*	оптимальная точка в пространстве проектных переменных
x_i	i -ая проектная переменная
W_t	собственный вектор t -го тона
\bar{W}_t	нормированный собственный вектор t -го тона относительно матрицы масс
α	масштабный коэффициент, необходимый для изменения влияния коэффициента чувствительности массы
γ	коэффициент, определяющий размер шага в пространстве проектных переменных

θ	коэффициент, определяющий размер шага в пространстве множителей Лагранжа
$\lambda_{kl}, \lambda_{ku}$	неопределённые множители Лагранжа для k -ого и ku -го ограничения соответственно
ν	коэффициент Пуассона материала
ξ_t	собственное значение -го тона
ξ_t^{kl}, ξ_t^{ku}	собственное значение -го тона, на которое накладывается kl -ое и ku -ое ограничение соответственно
$\bar{\xi}_t^{kl}, \bar{\xi}_t^{ku}$	ограничение на собственное значение -го тона, соответствующего kl -ому и ku -ому ограничению соответственно
ρ_i	плотность материала -го КЭ
ρ_{mat}	плотность материала кронштейнов
БКА	блок космического аппарата
БКС	бортовая кабельная сеть
БС	батарея солнечная
ДЗЗ	дистанционное зондирование Земли
ДУ	двигательная установка
КА	космический аппарат
КСС	конструктивно-силовая схема
КЭ	конечный элемент
КЭМ	конечно-элементная модель
МКЭ	метод конечных элементов
МЦИХ	массовые, центровочные и инерционные характеристики
ПН	полезная нагрузка
ПО	программное обеспечение
РБ	разгонный блок
РБФ	разгонный блок «Фрегат»
РН	ракета-носитель

САПР	система автоматизированного проектирования
СОТР	система обеспечения теплового режима
СПО	специальное программное обеспечение
ТПП	тело переменной плотности
ТСП	тепловая сотовая панель
AESO	эволюционная структурная оптимизация с добавлением элементов (от англ. Additive Evolution Structural Optimization)
BESO	двухнаправленная эволюционная структурная оптимизация (от англ. Bi-directional Evolution Structural Optimization)
DILIB	определение мест установки межпанельных кронштейнов (от англ. Determination of Installation Location for Interpanel Brackets)
ESO	эволюционная структурная оптимизация (от англ. Evolution Structural Optimization)
FSD	полнонапряжённое состояние конструкции (от англ. Full Stress Design)
SIMP	штрафной метод для твёрдого изотропного тела (от англ. Solid Isotropic Material with Penalization)

Словарь терминов

Блок космического аппарата : сборочная единица, устанавливаемая на РБ и включающая в себя все КА, адаптеры, диспенсеры, фермы и системы разделения КА. Для одиночного запуска блоком космического аппарата является КА с адаптером.

Конструктивно-силовая схема конструкции (layout) : совокупность силовых элементов, расположенных в пространстве, их тип, количество, способы соединения между собой, которые определяют конструкцию.

Модальная эффективная масса (modal effective mass) : доля массы от общей массы конструкции, участвующей в динамической реакции по определённой форме колебаний при возбуждении в заданном направлении. Модальная эффективная масса характеризует важность тона при возбуждении в заданном направлении, при этом сумма всех модальных масс по каждому из направлений равна общей массе конструкции.

Основная (фундаментальная) частота колебаний (fundamental (primary) frequency) : частота собственных колебаний с наибольшей модальной эффективной массой (на практике это одна – две частоты в каждом направлении).

Параметрическая оптимизация (оптимизация размеров, sizing optimization) : один из типов структурной оптимизации, в которой в качестве проектных переменных используются некие параметры конструкции, например, толщина пластины, площадь поперечного сечения.

Структурная оптимизация (structural optimization) : класс задач оптимизации конструкций, включающий в себя три типа оптимизации: параметрическая, формы и топологическая.

Топологическая оптимизация (topology optimization) : один из типов структурной оптимизации, в которой определяется оптимальное распределение материала в проектной области под действием нагрузок с учётом наложенных на конструкцию различных ограничений: кинематических, силовых, прочностных, жесткостных и др.

Список литературы

1. Александрин, Ю.С. Проектирование силовой конструкции крыла вертолётa на основе топологической и глобально-локальной оптимизации / Ю.С. Александрин, С.А. Туктаров, В.В. Чедрик // Учёные записки ЦАГИ. – 2017. – Том XLVIII. – С. 72-85.
2. Андерсон, М.С. Новые направления оптимизации в строительном проектировании / М.С. Андерсон, Ж.-Л. Арман, Дж.С. Арора и др; под ред. Э. Артека и др; пер. с англ. К.Г. Бомштейна. – М.: Стройиздат., 1989. – 592 с.
3. Аттетков, А.В. Методы оптимизации: Учеб. для вузов / А.В. Аттетков, С.В. Галкин, В.С. Зарубин; под ред. В.С. Зарубина, А.П. Крищенко. – 2-е изд., стереотип. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 440 с.
4. Базара, М. Нелинейное программирование. Теория и алгоритмы / М. Базара, К. Шетти; пер. с англ. Т.Д. Березневой и В.А. Березнева под ред. Д.Б. Юдина. – М.: Мир, 1982. – 583 с.
5. Беляев, А.В. Средства выведения космических летательных аппаратов / А.В. Беляев, Вл.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2007. – 56 с.
6. Бидерман, В.Л. Теория механических колебаний: Учебник для вузов / В.Л. Бидерман. – М.: Высш. Школа, 1980 – 408 с.
7. Болдырев, А.В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности / А.В. Болдырев // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2009. – № 11. – С. 23-28.
8. Болдырев, А.В. Разработка методов проектирования силовых авиационных конструкций на основе моделей деформируемого твёрдого тела переменной плотности: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02 / Болдырев Андрей Вячеславович. – Самара, 2012. – 248 с.
9. Болдырев, А.В. Автоматизация конструирования летательных аппаратов [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А.В. Болдырев, В.А. Комаров. – Самара: Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). – 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

10. Боровиков, А.А. Актуальность использования конечно-элементной оптимизации для разработки изделий РКТ / А.А. Боровиков // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XLII Академических чтений по космонавтике. – 2018. – Вып. 6. – С. 88-93.

11. Боровиков, А.А. Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата с использованием модифицированного метода SIMP топологической оптимизации / А.А. Боровиков, О.Н. Тушев // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2024. – № 1. – С. 1-12. – URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-1-2331>.

12. Боровиков, А.А. Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата с использованием топологической оптимизации / А.А. Боровиков, А.Г. Леонов, О.Н. Тушев // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2019. – № 4. – С. 4-19. URL: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2019-4-4-19>.

13. Боровиков, А.А. Методика формирования конструктивно-силовой схемы адаптера космического аппарата для удовлетворения требований динамической совместимости методами топологической и параметрической оптимизации / А.А. Боровиков, О.Н. Тушев // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – № 12. – С. 1-17. – URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2134>.

14. Боровиков, А.А. Разработка силовой конструкции космического аппарата с использованием топологической оптимизации для двух вариантов технологии изготовления / А.А. Боровиков, О.Н. Тушев // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – № 9. С. 1-13. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-9-1807>.

15. Боровиков, А.А. Топологическая оптимизация переходного отсека КА / А.А. Боровиков, С.М. Тененбаум // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. – 2016. – № 5. – С. 16-30. URL: <https://doi.org/10.7463/aersp.0516.0847780>.

16. Бородакий, Ю.В. Нелинейное программирование в современных задачах оптимизации: Учебное пособие / Ю.В. Бородакий, А.М. Загребяев, Н.А. Крицына, Ю.П. Кулябичев, Ю.Ю. Шумилов – М.: НИЯУ МИФИ, 2011. – 244 с.
17. Васильев, Б.Е. Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин / Б.Е. Васильев, Л.А. Магеррамова // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Том 14. № 3. Ч. 1. – С. 139-147. – URL: <http://dx.doi.org/10.18287/2412-7329-2015-14-3-139-147>.
18. Галлагер, Р. Метод конечных элементов. Основы / Р. Галлагер; пер. с англ. В.М. Картвелишвили под ред. Н. В. Баничука. – М.: Мир, 1984. – 428 с.
19. Голуб, Дж. Матричные вычисления / Дж. Голуб, Ч. Ван Лоун; пер. с англ. Ю.М. Нечепуренко, А.Ю. Романова, А.В. Собянина, Е.Е. Тартышникова под ред. В.В. Воеводина. – М.: Мир, 1999. – 548 с.
20. ГОСТ Р 56514-2015 Нормы прочности автоматических космических аппаратов. – М.: Стандартиформ, 2019. – 28 с.
21. Замятин, Д.А. Проектирование адаптера космического аппарата информационного обеспечения / Д.А. Замятин, В.В. Кольга, В.А. Нестеров // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2018. – Т. 1, № 14. – С. 99-101.
22. Зангвилл У. Нелинейное программирование. Единый подход / У. Зангвилл; пер. с англ. Д.А. Бабаева под ред. Е.Г. Гольштейна. – М.: «Советское радио», 1973. – 312 с.
23. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике / О. Зенкевич; пер. с англ. под ред. Б.Е. Подбери. – М.: Мир, 1975. – 541 с.
24. Зленко, М.А. Аддитивные технологии в машиностроении. Пособие для инженеров / М.А. Зленко, М.В. Нагайцев, В.М. Довбыш. – М.: ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ». – 2015. – 220 с.
25. Козлов, М.Ю. Совершенствование подхода к проектированию внутреннего корпуса камеры сгорания с целью снижения массы с сохранением прочностной надёжности на основе топологической оптимизации / М.Ю. Козлов, В.Ю. Аркатов, М.С. Гроль // Вестник УГАТУ. – 2019. Т 23, №2 (84) – С. 98-105.

26. Комаров, А.А. Основы проектирования силовых конструкций / А.А. Комаров // Куйбышев, 1965. – 88 с.
27. Комаров, В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы / В.А. Комаров // Онтология проектирования. – 2017. – Т. 7, №2(24). – С. 191-206. – URL: <http://dx.doi.org/10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206>.
28. Комаров, В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций / В.А. Комаров // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – 1984. – С. 114-129.
29. Комаров, В.А. Рациональное проектирование силовых авиационных конструкций: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02 / Комаров Валерий Андреевич. – Куйбышев, 1974. – 332 с.
30. Комаров, В.А. Точное проектирование / В.А. Комаров // Онтология проектирования. – 2012. – № 3. – С. 8-23.
31. Криштофор, А.П. Изменение конкурентных позиций России на мировом рынке космической продукции / А.П. Криштофор // Вестник университета. – 2019. – № 5. – С. 86-92. – URL: <http://dx.doi.org/10.26425/1816-4277-2019-5-86-92>.
32. Ложкин, Д.В. Топологическая оптимизация кронштейна в ANSYS / Д.В. Ложкин, П.В. Максимов // Научно-технический вестник Поволжья. – 2020. – № 11. – С. 107-110.
33. Лукомский, Д.К. Топологическая оптимизация конструкций ракетно-космической техники / Д.К. Лукомский, С.А. Павлюченкова, С.А. Фрейлехман // Новые материалы и технологии ракетно-космической и авиационной техники. – 2018. – С. 33-42.
34. Лукомский, Д.К. Топологическая оптимизация конструкций ракетно-космической техники / Д.К. Лукомский, С.А. Павлюченкова, С.А. Фрейлехман // Орбита молодежи и перспективы развития российской космонавтики. – 2018. – С. 198-200.
35. Максимов, П.В. Анализ методов доработки конечно-элементной модели после топологической оптимизации / П.В. Максимов, К.В. Фетисов //

Международный научно-исследовательский журнал. – 2016. - № 9 (51), часть 2 – С. 58-60. – URL: <https://doi.org/10.18454/IRJ.2016.51.102>.

36. Панин, В.Ф. Конструкция с сотовым наполнителем / В.Ф. Панин. – М.: Машиностроение, 1982. – 152 с.

37. Парлетт, Б. Симметричная проблема собственных значений. Численные методы / Б. Парлетт; пер. с англ. Х.Д. Икрамова, Ю.А. Кузнецова. – М.: Мир, 1983. – 384 с.

38. Радциг, Ю.А. К вопросу о синтезе ферм / Ю.А. Радциг // Труды Казанского сельскохозяйственного института. – 1960. – Т. III, вып. 42.

39. Спутники-радары обеспечат обзор Северного морского пути за 14 часов [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

<https://new.ras.ru/activities/news/sputniki-radary-obespechat-obzor-severnogo-morskogo-puti-za-14-chasov/> (дата обращения - 11.09.2023).

40. Сысоева, В.В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций / В.В. Сысоева, В.В. Чедрик // Ученые записки ЦАГИ. – 2011. – Т. XLII, № 2. – С. 91-102.

41. Тарасенко, Н. День космических войск России [Электронный ресурс] / Н. Тарасенко // Трибуна ВПК. – 2018. – № 34. – Режим доступа:

<http://npomash.ru/press/tribuna051018.htm?|=0> (дата обращения – 11.09.2023).

42. Халенкова, А.А. Двухконусный адаптер для запуска блока трёх космических аппаратов / А.А. Халенкова // Вестник СибГАУ. – 2016. – Т. 17, № 3. – С. 748-759.

43. Халенкова, А.А. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов / А.А. Халенкова, А.В. Лопатин // Космические аппараты и технологии. – 2018. – Т. 2, № 3 (25). – С. 134-146. – URL: <http://doi.org/10.26732/2618-7957-2018-3-134-146>.

44. Хитрин, А.М. Топологическая оптимизация корпусных деталей вертолётного редуктора / А.М. Хитрин, М.М. Ерофеева, В.Р. Туктамышев, А.А. Ширяев // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2018. – № 53. С. 43-51. – URL: <http://dx.doi.org/10.15593/2224-9982/2018.53.04>.

45. Хог, Э. Прикладное оптимальное проектирование / Механические системы и конструкции / Э. Хог, Я. Арора; пер. с англ. под ред. Баничука Н.В. – М.: Мир, 1983. – 478 с.
46. Чирас, А.А. Теория и методы оптимизации упругопластических систем / А.А. Чирас, А.Э. Боркаускас, Р.П. Каркаускас; под ред. проф. А.А. Чираса. – Л.: Стройиздат, Ленингр. отд-ние, 1974. – 280 с.
47. Чуносков, А.О. Многоаспектный характер космической деятельности / А.О. Чуносков // Вестник московского университета. Серия 27: глобалистика и геополитика. – 2017. – № 2. – С. 64-72.
48. Шелякина, Г.Г. Сравнение способов доработки геометрии после топологической оптимизации в пакете для оптимизации и сторонних пакетах / Г.Г. Шелякина, Д.Д. Попова, Н.А. Самойленко // Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе: традиции и инновации. – 2019. – Т.1. – С. 173-178.
49. Ariane 5 User's Manual. – 2020. – Issue 5 Revision 3.– 279 p.
50. Baldizhiev, R.S. Topology optimization of the lattice payload adapter for carrier rocket / R.S. Baldizhiev, A.A. Alekseyev, Azarov A.V. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – IOP Publishing. – 2019. – Т.683, № 1. – P. 1-7.
51. Barta, J. On the minimum weight of certain redundant structures / J. Barta // Acta Technica Academiae Scientiarum Hungaricae. – 1957. – Т. 18. – P. 67–76.
52. Bendsøe, M.P. A variational formulation for multicriteria structural optimization / M.P. Bendsøe, N. Olhoff, J.E. Taylor // Journal of Structural Mechanics. – 1983. – Т.11, № 4. – P. 523–544. – URL: <http://dx.doi.org/10.1080/03601218308907456>.
53. Bendsøe, M.P. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method / M.P. Bendsøe, N. Kikuchi // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. – 1988. – №71(2). – P.197–224. – URL: [http://dx.doi.org/10.1016/0045-7825\(88\)90086-2](http://dx.doi.org/10.1016/0045-7825(88)90086-2).
54. Bendsøe, M.P. Optimal shape design as a material distribution problem / M.P. Bendsøe // Structural Optimization. – 1989. – no 1. – P.193–202. – URL: <https://doi.org/10.1007/BF01650949>.

55. Bendsøe, M.P. Topology optimization: theory, methods, and applications / M.P. Bendsøe, O. Sigmund. – Berlin Heidelberg: Springer. – 2004. – 370 p.
56. Berke, L. Use of optimality criteria methods for large scale system / L. Berke, N.S. Khot. – Air Force Flight Dynamics Laboratory. – 1974. – 29 p.
57. Bourdin, B. Design-dependent loads in topology optimization / B. Bourdin, A. Chambolle // ESAIM: Control, Optimisation and Calculus of Variations. – 2003. – Vol. 9 – P.19–48. – URL: <http://dx.doi.org/10.1051/cocv:2002070>.
58. Bourdin, B. The phase-field method in optimal design / B. Bourdin, A. Chambolle // IUTAM Symposium on Topological Design Optimization of Structures, Machines and Materials. – Springer, Dordrecht. – 2006. – pp. 207 – 215. URL: https://doi.org/10.1007/1-4020-4752-5_21.
59. Bourdin, B. Optimisation topologique de structures soumises à des forces de pression / B. Bourdin, A. Chambolle // Actes du 32ème Congrès National d'Analyse Numérique. SMAI, editor. – 2000.
60. Chapman, C.D. Genetic algorithms as an approach to configuration and topology design / C.D. Chapman, K. Saitou, M.J. Jakiela // Journal of Mechanical Design. – 1994. – Volume 116. – P. 1005-1012.
61. Cheng, K.T. An investigation concerning optimal design of solid elastic plates / K.T. Cheng, N. Olhoff // International Journal of Solids and Structures. – 1981. – Volume 17, Issue 3. – P. 305–323. – URL: [http://dx.doi.org/10.1016/0020-7683\(81\)90065-2](http://dx.doi.org/10.1016/0020-7683(81)90065-2).
62. Cheng, K.T. Regularized formulation for optimal design of axisymmetric plates / K.T. Cheng, N. Olhoff // International Journal of Solids and Structures. – 1982. – Volume 18, Issue 2. – P. 153–169. – URL: [https://doi.org/10.1016/0020-7683\(82\)90023-3](https://doi.org/10.1016/0020-7683(82)90023-3).
63. Christensen, P.W. An introduction to structural optimization / P.W. Christensen, A. Klarbring; ed. G.M.L. Gladwell. – Sweden: Springer. - 2009. – 211 p.
64. Cohn, M.Z. An introduction to structural optimization / M.Z. Cohn // Solid Mechanics Division Study No. 1. – University of Waterloo. – 1969.

65. Cox, H.L. Structures of minimum weight: the basic theory of design applied to the beam under pure bending / H.L. Cox // Aeronautical Research Council 19785. – 1958.
66. Cox, H.L. The design of structures of least weight / H.L. Cox // Pergamon Press. – 1965.
67. Cox, H.L. The theory of design / H.L. Cox // Aeronautical Research Council 19791. – 1958.
68. Delta IV Launch Services User's Guide. – 2013. – 293 p.
69. Drucker, D.C. Bounds on minimum weight design / D.C. Drucker, R.T. Shield // The Quarterly of Applied Mathematics. – 1957. – № 15. – P. 269–281. – URL: <https://doi.org/10.1090/qam/90269>.
70. Falcon User's Guide. – 2021. – 88 p.
71. Foulkes, J.D. The minimum-weight design of structural frames / J.D. Foulkes // Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences. – 1954. – T. 223, №. 1155. – P. 482-494. – URL: <https://doi.org/10.1098/rspa.1954.0132>.
72. Gellatly, R.A. A procedure for automated minimum weight structural design, Part I, Theoretical Basis / R.A. Gellatly, R.H. Gallagher // Aeronautical Quarterly. – 1966. – T. 17, №. 3. – P. 216-230. – URL: <https://doi.org/10.1017/S000192590000384X>.
73. Gerard, G. Minimum weight analysis of compression structures / G. Gerard // New York University Press. – 1956.
74. Gallagher, R.H. Optimum structural design: Theory and applications / R.H. Gallagher, O.C. Zienkiewicz. – London, John Wiley and Sons, Ltd., 1973. – 360 p.
75. Guo J. Lightweight implementation of natural vibration frequency adjustment of satellite structures by varying the structural stiffness / J. Guo, J. Zhang, Y. Feng, F. Wang, C. Li // Aerospace Science and Technology. – 2021. – T. 118. – P. 107061. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107061>.
76. Haber, R.B. A new approach to variable-topology shape design using a constraint on the perimeter / R.B. Haber, C.S. Jog, M.P. Bendsøe // Structural optimization. – 1996. – T. 11, №. 1. – P. 1-12. – URL: <https://doi.org/10.1007/BF01279647>.

77. Hemp, W.S., Notes on the problem of the optimum design of structures / W.S. Hemp // College of Aeronautics Note. – 1958. – No. 73. – 10 p.
78. Hemp, W.S. Optimum structures // Clarendon, Oxford. – 1973.
79. Hemp, W.S. Studies in the theory of Michell structures / W.S. Hemp // Applied Mechanics. – 1966. – P. 621-628. – URL: https://doi.org/10.1007/978-3-662-29364-5_83.
80. Hemp, W.S. Theory of Structural Design / W.S. Hemp // College of Aeronautics Note. – 1958. – No. 115. – 63 p.
81. Holland, J. H. Adaptation in natural and artificial systems / J.H. Holland. – Ann Arbor: University of Michigan Press. – 1975. – T.7 – P.390-401.
82. Jiao, H. A new hybrid topology optimization method coupling ESO and SIMP method / H. Jiao, Q. Zhou, S. Fan, Y. Li // Lecture Notes in Electrical Engineering Proceedings of China. Modern Logistics Engineering. – 2014. – P. 373–384. – URL: https://doi.org/10.1007/978-3-662-44674-4_35.
83. Johnson, W. Optimum design of mechanical elements / W. Johnson. – Wiley, New York, 1960.
84. Kazinczy, G. Plastic behaviour of the materials regarding the load carrying capacity of structures / G. Kazinczy // Lecture Notes III. – 1942. – T. 13.
85. Kozłowski, W. Optimal design of disks subject to geometric constraints / W. Kozłowski, Z. Mróz // International Journal of Mechanical Sciences. – 1970. – T. 12, №. 12. – P. 1007-1021. – URL: [https://doi.org/10.1016/0020-7403\(70\)90029-9](https://doi.org/10.1016/0020-7403(70)90029-9).
86. Lansing, W. Application of fully stressed design procedure to wing and empennage structures / W. Lansing, W. Dwyer, W. Emerton, E. Ranalli // Journal of Aircraft. – 1971. – T. 8, № 9. – P. 683-688. URL: <https://doi.org/10.2514/3.59158>.
87. Lewiński, T. Michell structures / T. Lewiński, T. Sokół, C. Graczykowski. – Cham, Switzerland: Springer, 2019. – 569p. – URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-319-95180-5>.
88. Liu, G.R. The finite element method: a practical course / G.R. Liu, S.S. Quek. – Butterworth-Heinemann, 2003. – 348 p.

89. Lógó, J. Milestones in the 150-year history of topology optimization: A review / J. Lógó, H. Ismail // *Computer Assisted Methods in Engineering and Science*. – 2020. – T. 27, № 2–3. – P. 97-132. – URL: <https://doi.org/10.24423/comes.296>.
90. Maxwell, J.C. I. – on reciprocal figures, frames, and diagrams of forces / J.C. Maxwell // *Earth and Environmental Science Transactions of the Royal Society of Edinburgh*. – 1870. – № 26(1). – P. 1-40. – URL: <https://doi.org/10.1017/S0080456800026351>.
91. Michell, G.M. The limits of economy of material in frames structures / G.M. Michell // *Philosophical Magazine*. – 1904. – T. 8. – P. 589-597. – URL: <https://doi.org/10.1080/14786440409463229>.
92. Mroz, Z. The load carrying capacity and minimum weight design of annular plates / Z. Mroz // *Engineering Transactions*. – 1958. – T. 114. – P. 605-625.
93. Nagtegaal, C. Optimal layout of a truss for alternative loads / C. Nagtegaal, W. Prager // *International Journal of Mechanical Sciences*. – 1973. – T. 15, №. 7. – P. 583-592. – URL: [https://doi.org/10.1016/0020-7403\(73\)90082-9](https://doi.org/10.1016/0020-7403(73)90082-9).
94. MSC Nastran. Design sensitivity and optimization user's guide. – 2018. – 791 p.
95. MSC Nastran. Dynamic analysis user's guide. – 2018. – 930 p.
96. MSC Nastran. Reference manual. – 2004. – 1016 p.
97. Olhoff, N. Maximizing higher order eigenfrequencies of beams with constraintson the design geometry / N. Olhoff // *Journal of Structural Mechanics*. – 1977. – T. 5, №. 2. – P. 107-134. – URL: <https://doi.org/10.1080/03601217708907308>.
98. Olhoff, N. Optimization of vibrating beams with respect to higher order natural frequencies / N. Olhoff // *Journal of Structural Mechanics*. – 1976. – T. 4, №. 1. – P. 87-122. – URL: <https://doi.org/10.1080/03601217608907283>.
99. Olhoff N. On CAD-integrated structural topology and design optimization / N Olhoff, M.P. Bendsøe, J. Rasmussen // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. – 1991. – T. 89, №. 1-3. – P. 259-279. – URL: [https://doi.org/10.1016/0045-7825\(91\)90044-7](https://doi.org/10.1016/0045-7825(91)90044-7).
100. Osher, S. Fronts propagating with curvature-dependent speed: algorithms based on Hamilton-Jacobi formulations / S. Osher, J.A. Sethian // *Journal of*

computational physics. – 1988. – T. 79, №. 1. – P. 12-49. – URL: [https://doi.org/10.1016/0021-9991\(88\)90002-2](https://doi.org/10.1016/0021-9991(88)90002-2).

101. Prager, W. An introduction to plasticity / W. Prager. – Addison-Wesley, Reading, Massachusetts, 1959.

102. Prager, W. Introduction to structural optimization / W. Prager. – Vienna: Springer, 1974. – №. 212. – 80 p. – URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-7091-2644-8>.

103. Prager, W. Optimal design of multi-purpose structures / W. Prager, R.T. Shield // International Journal of Solids and Structures. – 1968. – T. 4, №. 4. – P. 469-475. – URL: [https://doi.org/10.1016/0020-7683\(68\)90050-4](https://doi.org/10.1016/0020-7683(68)90050-4).

104. Proton Launch System Mission Planner's Guide. – 2009. – Revision 7 – 395 p.

105. Querin, O.M. Evolutionary structural optimisation (ESO) using a bidirectional algorithm / O.M. Querin, G.P. Steven, Y.M. Xie // Engineering Computations. – 1998. – T. 15, № 8. – P. 1031-1048. – URL: <https://doi.org/10.1108/02644409810244129>.

106. Querin, O. Evolutionary structural optimisation using an additive algorithm / O. Querin, G.P. Steven, Y.M. Xie // Finite elements in Analysis and Design. – 2000. – T. 34, №. 3-4. – P. 291-308. – URL: [https://doi.org/10.1016/S0168-874X\(99\)00044-X](https://doi.org/10.1016/S0168-874X(99)00044-X).

107. Rossow, M.P. A finite element method for the optimal design of variable thickness sheets / M.P. Rossow, J.E. Taylor // Aiaa Journal. – 1973. – T. 11, № 11. – P. 1566-1569. – URL: <http://doi.org/10.2514/3.50631>.

108. Rozvany, G.I.N. Some shortcomings in Michell's truss theory / G.I.N. Rozvany // Structural optimization. – 1996. – T. 12, № 4. – P. 244-250. – URL: <https://doi.org/10.1007/BF01197364>.

109. Sanford, G. Development and Structural Qualification of the EELV Secondary Payload Adapter (ESPA) / G. Sanford // 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – 2002 – P. 1–6. – URL: <https://doi.org/10.2514/6.2002-1698>.

110. Save, M. Structural optimization: volume 1: optimality criteria / M. Save, W. Prager // Plenum Press, New York, London, 1985. – 346 p. – URL: <https://doi.org/10.1007/978-1-4615-7921-2>.

111. Sawczuk, A. Optimization in structural design / A. Sawczuk, Z. Mróz // Symposium Warsaw Poland August 21–24. – 1973. – 586 p. – URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-80895-1>.
112. Schmit, L.A. Structural design by systematic synthesis / L.A. Schmit // Proceedings of the Second National Conference on Electronic Computation, ASCE, Sept. – 1960. – P. 105-122.
113. Schwingel, D. Aluminium foam sandwich structures for space applications / D. Schwingel, H. Seeliger, C. Vecchionacci, D. Alwes, J. Dittrich // Acta Astronautica. – 2007. – vol. 61, pp. 326–330. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2007.01.022>.
114. Shield, R.T. Optimum design methods for multiple loading / R.T. Shield // Journal of Applied Mathematics and Physics (ZAMP). – 1963. – T. 14, №. 1. – P. 38-45. <https://doi.org/10.1007/BF01601144>.
115. Shield, R.T. Optimum design of structures through variational principles / R.T. Shield // Optimization and Stability Problems in Continuum Mechanics. – 1973. – P. 13-37. – URL: https://doi.org/10.1007/3-540-06214-9_2.
116. Sokolowski, J. On the Topological Derivative in Shape Optimization / J. Sokolowski, A. Zochowski // SIAM journal on control and optimization. – 1999. – T. 37, № 4. – P. 1251-1272. – URL: <https://doi.org/10.1137/s0363012997323230>.
117. Soyuz CSG. User's Manual. – Issue 2. Revision 1. – 2018. – 248 p.
118. Suzuki, K. A homogenization method for shape and topology optimization / K. Suzuki, N. Kikuchi // Computer methods in applied mechanics and engineering. – 1991. – T. 93, № 3. – P. 291-318. – URL: [https://doi.org/10.1016/0045-7825\(91\)90245-2](https://doi.org/10.1016/0045-7825(91)90245-2).
119. Sved, G. The minimum weight of certain redundant structures / G. Sved // Aust J Appl Sci. – 1954. – T. 5. – P. 1-9.
120. The Space Economy at a Glance 2014. – OECD Publishing, Paris, 2014. – URL: <https://doi.org/10.1787/9789264217294-en>.
121. Tomlin, M. Topology Optimization of an Additive Layer Manufactured (ALM) Aerospace Part / M. Tomlin, J. Meyer // Proceeding of the 7th Altair CAE technology conference. – 2011. – P. 1-9.
122. Vega User's Manual. – Issue 4 Revision 0. – 2014. – 222 p.

123. Wächter, A. On the implementation of an interior-point filter line-search algorithm for large-scale nonlinear programming / A. Wächter, L.T. Biegler // *Mathematical programming*. – 2006. – T. 106, №. 1. – P. 25-57. – URL: <https://doi.org/10.1007/s10107-004-0559-y>.
124. Wasiutynski, Z. Strength design. Part I: Methods of strength design, Part II: Design, for minimum potential, Part III: On the design of I-beams / Z. Wasiutynski // *Akademia Nauk Technicznych*, Warsaw. – 1939.
125. Wijkjer, J.J. *Spacecraft structures* / J.J. Wijkjer – Berlin Heidelberg: Springer, 2008. – 504 p. – URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-540-75553-1>.
126. Xie, Y.M. A simple evolutionary procedure for structural optimization / Y.M. Xie, G.P. Steven // *Computers & structures*. – 1993. – T. 49, № 5. – P. 885-896. – URL: [https://doi.org/10.1016/0045-7949\(93\)90035-C](https://doi.org/10.1016/0045-7949(93)90035-C).
127. Xie, Y.M. *Evolutionary structural optimization* / Y.M. Xie, G.P. Steven // Springer, London, 1997.
128. Xie, Y.M. Shape and layout optimization via an evolutionary procedure / Y.M. Xie, G.P. Steven // *Proceedings of the international conference on computational engineering science*. – 1992.
129. Yang, X.Y. Bi-directional evolutionary structural optimization / X.Y. Yang, Y.M. Xie, G.P. Steven, O.M. Querin // *Proceedings of the 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium Multidisc Anal. Optim. (St. Louis)*. – 1998. – P. 1449–1457.
130. Zhang, W. *Topology optimization in engineering structure design* / W. Zhang, J. Zhu, T. Gao; ed. P. Breitkopf. – Elsevier, 2016. – 274 p.
131. Zhu, J.H. *Topology optimization in aircraft and aerospace structures design* / J.H. Zhu, W.H. Zhang, L. Xia // *Archives of Computational Methods in Engineering*. – 2016. – T. 23, № 4. – P. 595-622. – URL: <http://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>.

Приложение А

Правила заполнения карт специального программного обеспечения DILIB

1) BEGIN DILIB – начало секции DILIB.

2) END DILIB – конец секции DILIB.

3) DLBVAR – определяет топологические переменные.

Формат:

DLBVAR, ID, MCID, XINIT, XLB, POWER, PID_IND, PID_D₁, ..., PID_D_n;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
MCID	уникальный идентификационный номер карты DLBMC	unsigned int	-	нет
XINIT	начальное значение проектных переменных	double	0,5	нет
XLB	нижняя граница проектных переменных	double	0,001	нет
POWER	параметр штрафа	double	3,0	нет
PID_IND	уникальный идентификационный номер свойства основного «солида»	unsigned int	-	да
PID_D ₁ , ..., PID_D _n	уникальные идентификационные номера свойств вспомогательных «солидов»	unsigned int	-	да (хотя бы одно)

Примечания:

а) значения MCID, XINIT, XLB, POWER можно указать одинаковые для всех карт DLBVAR, используя карту DLBVAR_GLOBAL;

б) параметры MCID, XINIT, XLB, POWER применяются в соответствии со следующими правилами:

- если заполнены данные поля в карте DLBVAR, то эти значения принимаются для проектных переменных, описанных данной картой;

- если данные поля не заполнены в карте DLBVAR и не определена карта DLBVAR_GLOBAL, то используются значения по умолчанию;

- если данные поля не заполнены в карте DLBVAR, но при этом используется карта DLBVAR_GLOBAL, то значения задаются в соответствии с картой DLBVAR_GLOBAL.

Примеры:

DLBVAR, 1, 100, 0.5, 0.2, 15.0, 1, 4;

DLBVAR, 1, 100, 0.5, 0.2, 15.0, 1, 4, 10, 8;

DLBVAR, 1, , , , 1, 4;

4) DLBVAR_GLOBAL – определяет глобальные настройки для всех проектных переменных.

Формат:

DLBVAR_GLOBAL, ID, MCID, XINIT, XLB, POWER;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
MCID	уникальный идентификационный номер карты DLBMC	unsigned int	-	нет
XINIT	начальное значение проектных переменных	double	0,5	нет
XLB	нижняя граница проектных переменных	double	0,001	нет
POWER	параметр штрафа	double	3,0	нет

Примечания:

- а) данная карта может определяться только один раз;
- б) см. примечания карты DLBVAR.

Примеры:

DLBVAR_GLOBAL, 1, 100, 0.5, 0.2, 15.0;

DLBVAR_GLOBAL, 1, , 0.5, , 15.0;

DLBVAR_GLOBAL, 1, , , , 15.0;

5) DLBSYM – карта, описывающая ограничения на симметрию.

Формат:

DLBSYM, ID, PARAM₁, ..., PARAM_n;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
PARAM ₁ , ..., PARAM _n	параметр симметрии: NONE, XY, YZ, XZ	string	NONE	да (хотя бы одно)

Примечания:

а) если хотя бы раз указан параметр NONE, то ограничение на симметрию не будет;

б) можно выбрать от одного до трёх параметров.

Примеры:

DLBSYM, 1, NONE;

DLBSYM, 1, XY;

DLBSYM, 1, XY, XZ;

DLBSYM, 1, XY, XZ, YZ;

б) DLBOBJ – задаёт целевую функцию.

Формат:

DLBOBJ, ID, GOAL, FUNCTION, PARAM;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
GOAL	цель: MIN – минимизировать; MAX – максимизировать	string	MIN	да
FUNCTION	функция, которую нужно минимизировать или максимизировать: MASS – масса; FREQ – частота	string	MASS	да
PARAM	параметр функции	string	-	нет

Примечания:

а) данная карта может определяться только один раз;

б) поле PARAM необязательное и используется только для функции FREQ, в нём указывается номер тона.

Примеры:

DLBOBJ, 1, MIN, MASS, ;

DLBOBJ, 1, MAX, FREQ, 1;

7) DLBCONSTR – задаёт ограничения.

Формат:

DLBCONSTR, ID, FUNCTION, PARAM, FLB, FUB;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
FUNCTION	функция, на которую задаются ограничения: MASS – масса; FREQ – частота	string	FREQ	да
PARAM	параметр функции	string	-	нет
FLB	нижняя граница ограничения функции	double	-	да / нет
FUB	верхняя граница ограничения функции	double	-	да / нет

Примечания:

- а) поле PARAM необязательное и используется только для функции FREQ, в нём указывается номер тона;
- б) необязательно применять FLB и FUB одновременно, можно использовать только один параметр.

Примеры:

DLBCONSTR, 1, MASS, , , 100.;

DLBCONSTR, 2, FREQ, 1, 28., ;

DLBCONSTR, 3, FREQ, 4, 40., 60.;

8) DLBMC – карта, агрегирующая технологические ограничения.

Формат:

DLBMC, ID, PARAM_i, VALUE_i, ...;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
PARAM _i	название карты, которая описывает технологические ограничения	string	-	да
VALUE _i	уникальный идентификационный номер карты, которая встраивается в данную карту	unsigned int	-	да

Примечания:

а) поля PARAM_i не могут повторяться.

Примеры:

DLBMC, 1, SYM, 2;

DLBSYM, 2, XY;

9) DLBPARAM – параметры алгоритма.

Формат:

DLBPARAM, ID, PARAM_i, VALUE_i, ...;

Описание полей:

Наименование поля	Описание поля	Тип	Значение по умолчанию	Обязательное поле
ID	уникальный идентификационный номер карты	unsigned int	-	да
PARAM _i	параметр	string	-	да
VALUE _i	значение параметра	double/int	-	да

Примечания:

а) данная карта может определяться только один раз;

б) поля PARAM_i не могут повторяться.

Примеры:

DLBPARAM, 1, MAXITER, 1000;

DLBPARAM, 1, OPTMAXITER, 1000, SSDS, 20.0, SSLS, 10000.0;

DLBPARAM, 1, ALGORITHM, 1;

Параметры:

Наименование параметра (PARAM _i)	Значение по умолчанию (VALUE _i)	Описание параметра
COEF_SYM	0,75	Коэффициент, используемый для нахождения симметрично расположенных кронштейнов
MT	0	Отслеживание тона
ALGORITHM	1	Номер алгоритма оптимизации
MAXITER	30	Максимальное число итераций
CONV1	1e-5	Относительный критерий обнаружения сходимости
CONV2	1e-20	Абсолютный критерий обнаружения сходимости
CONV3	0,005	«Мягкий» относительный критерий обнаружения сходимости
CONVDV	1e-4	Относительный критерий сходимости по проектным переменным
GMAX	0,005	Максимальное допустимое нарушение ограничения
GRMIN	0,3	Нижняя граница плотности «серых элементов»
GRMAX	0,7	Верхняя граница плотности «серых элементов»
GRREJ	30,0	Коэффициент для определения допустимого числа «серых элементов»
OPTMAXITER	30	Максимальное число циклов оптимизатора
DXMIN	1e-5	Минимально допустимое изменение проектной переменной
DELX	0,2	Коэффициент, определяющий на сколько сильно можно изменить проектную переменную в пределах одного цикла
CT	-0,03	Коэффициент, выше которого ограничения считаются действующими
CTMIN	0,003	Коэффициент, выше которого ограничения считаются нарушенными
GSCAL	0,001	Коэффициент нормировки ограничений
SSDS	2,0	Коэффициент, определяющий размер шага в пространстве проектных переменных
SSLS	2,0	Коэффициент, определяющий размер шага в пространстве множителей Лагранжа
SFSCOF	1,0	Масштабный коэффициент, определяющий влияние коэффициента чувствительности массы

Приложение Б

Результаты расчёта второго этапа определения конструктивно-силовой схемы адаптера

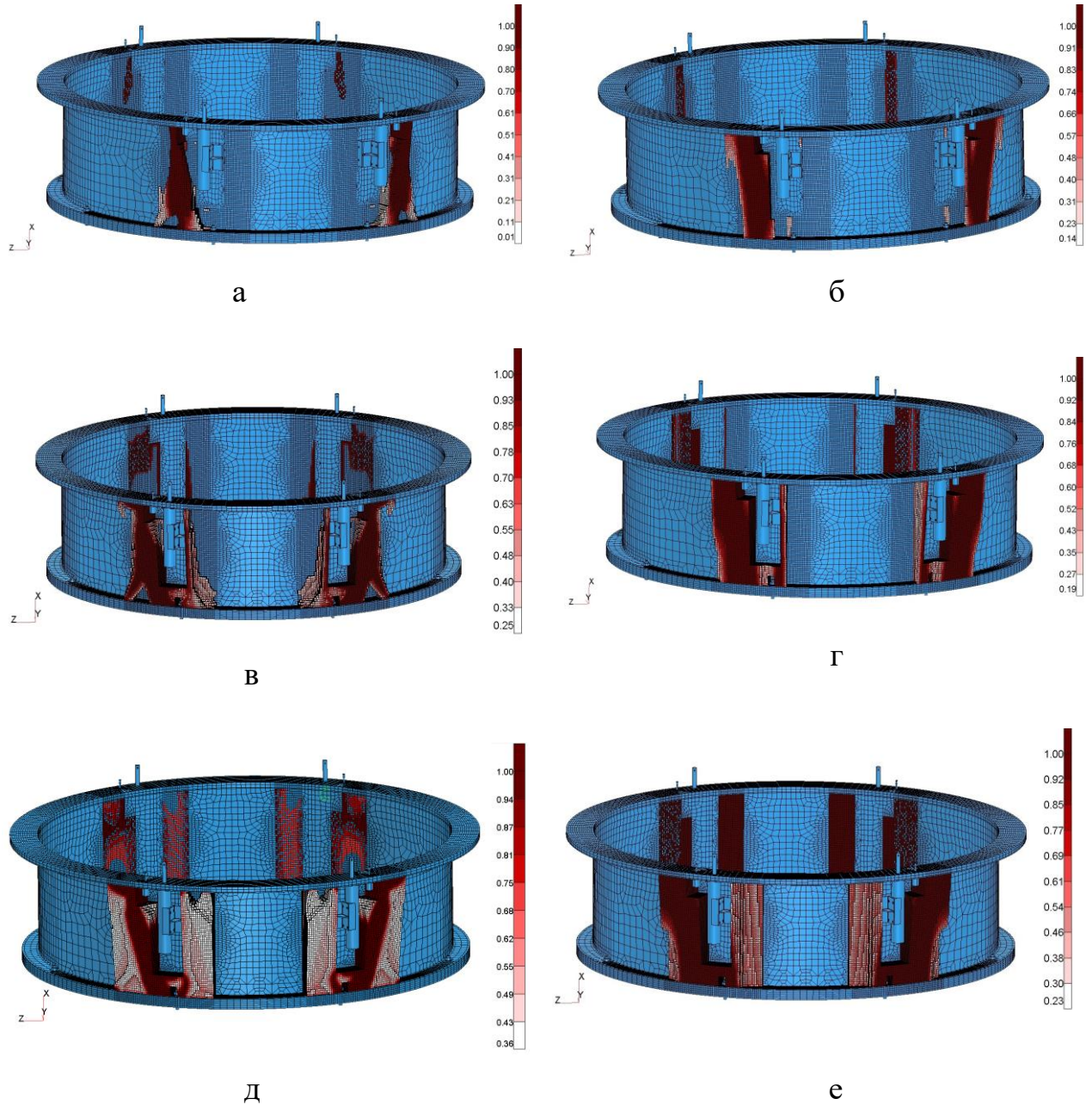


Рисунок Б.1 – Результаты оптимизации КЭМ-2.1 с параметром штрафа $p = 5$:

а – $FRMASS = 0,3$; б – $FRMASS = 0,3$, EXT X;

в – $FRMASS = 0,5$; г – $FRMASS = 0,5$, EXT X;

д – $FRMASS = 0,7$; е – $FRMASS = 0,7$, EXT X

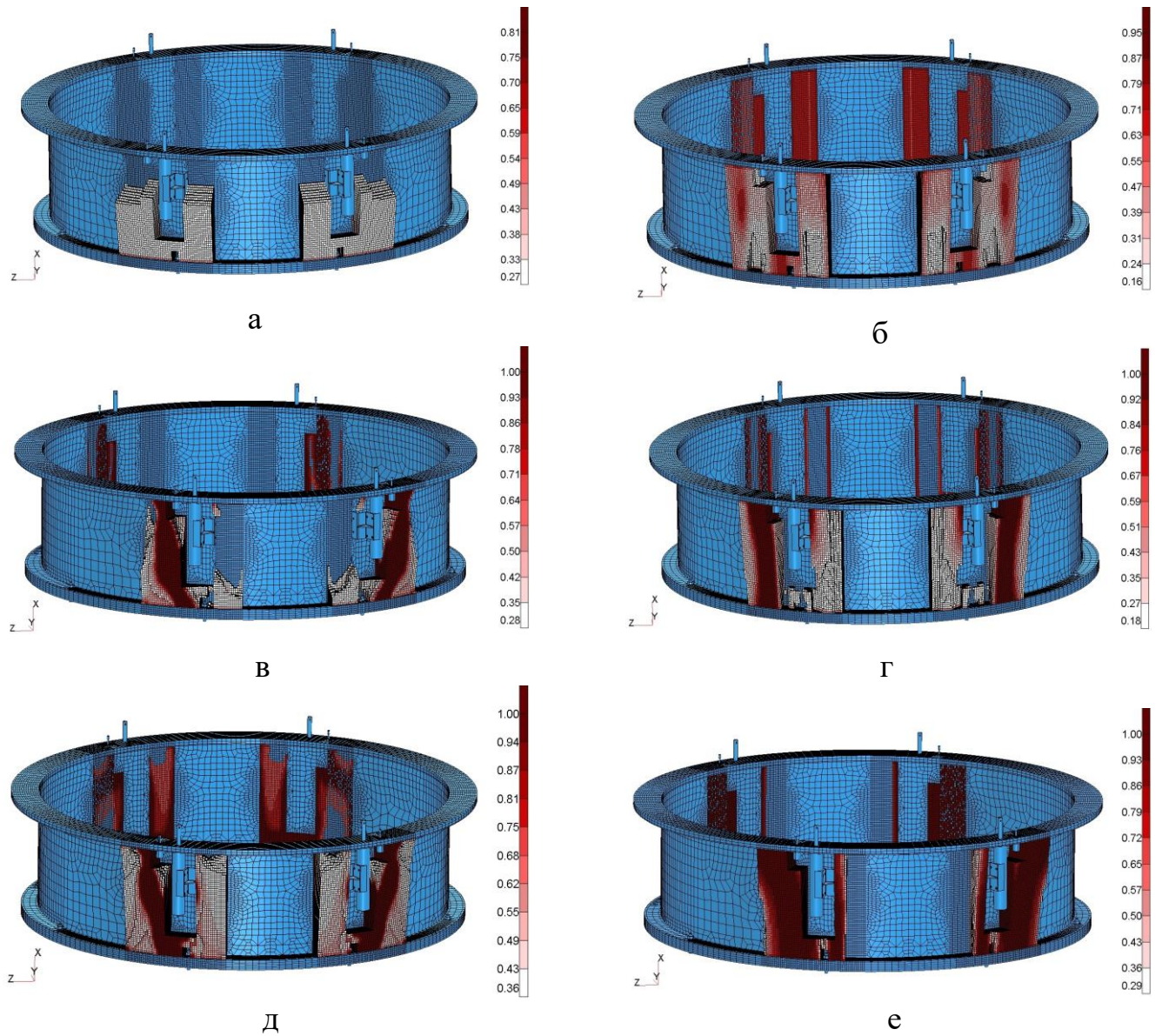


Рисунок Б.2 – Результаты оптимизации КЭМ-2.1 с параметром штрафа $p = 10$:

а – FRMASS = 0,3; б – FRMASS = 0,3, EXT X;

в – FRMASS = 0,5; г – FRMASS = 0,5, EXT X;

д – FRMASS = 0,7; е – FRMASS = 0,7, EXT X

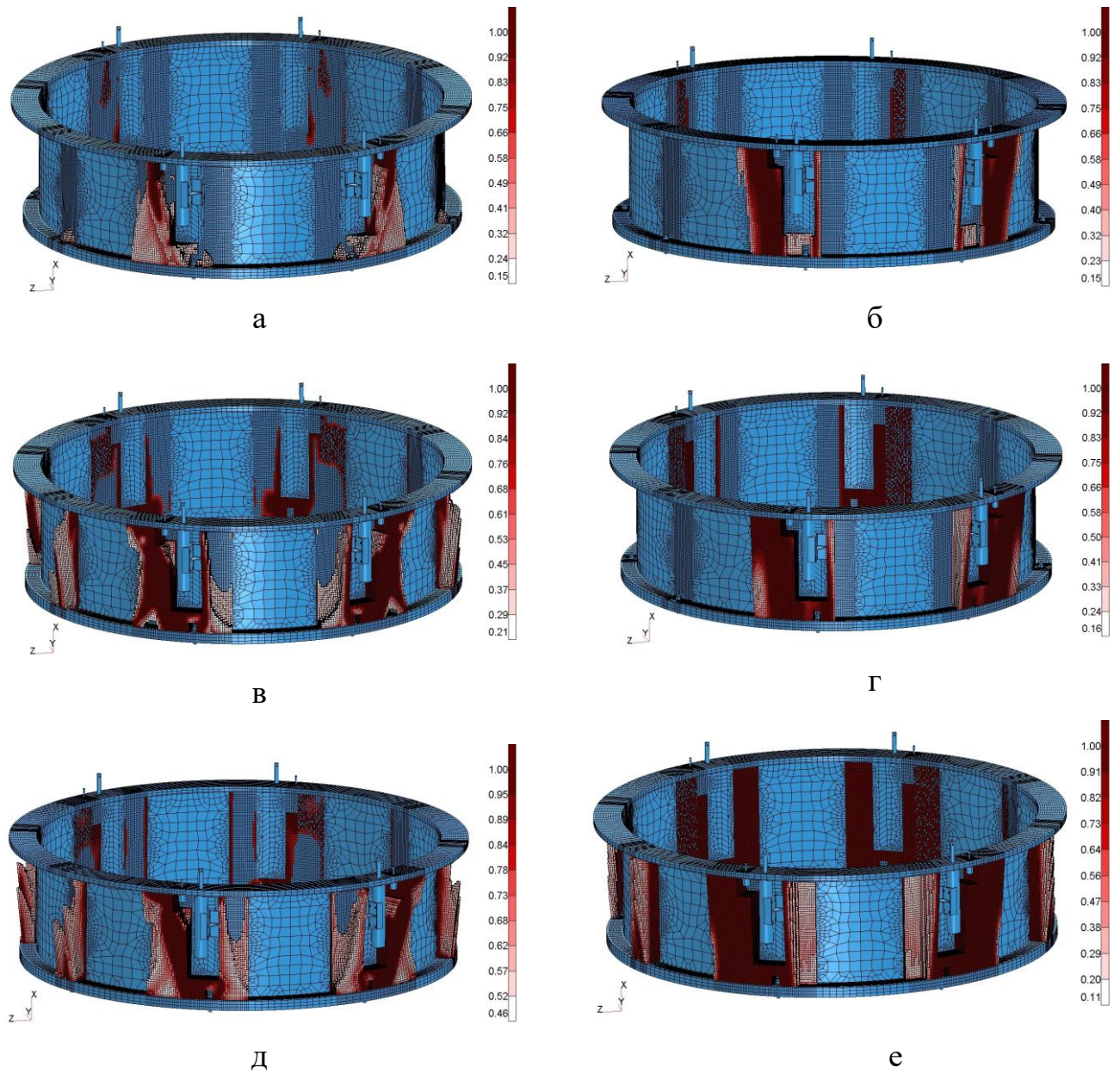


Рисунок Б.3 – Результаты оптимизации КЭМ-2.2 с параметром штрафа $p = 5$:

а – FRMASS = 0,3; б – FRMASS = 0,3, EXT X;

в – FRMASS = 0,5; г – FRMASS = 0,5, EXT X;

д – FRMASS = 0,7; е – FRMASS = 0,7, EXT X

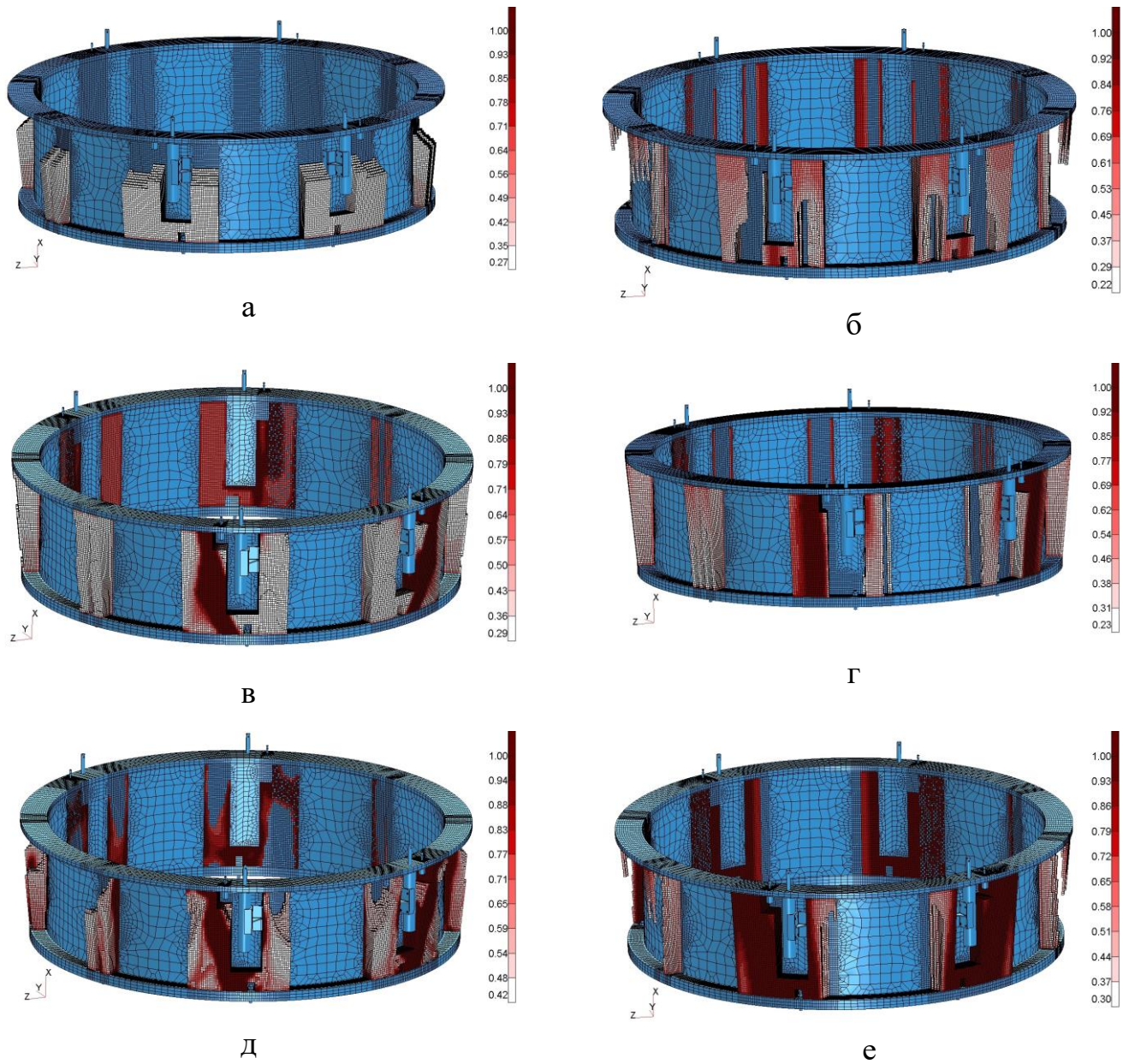


Рисунок Б.4 – Результаты оптимизации КЭМ-2.2 с параметром штрафа $p = 10$:

а – FRMASS = 0,3; б – FRMASS = 0,3, EXT X;

в – FRMASS = 0,5; г – FRMASS = 0,5, EXT X;

д – FRMASS = 0,7; е – FRMASS = 0,7, EXT X

Приложение В

Результаты расчёта четвёртого этапа определения конструктивно-силовой схемы адаптера

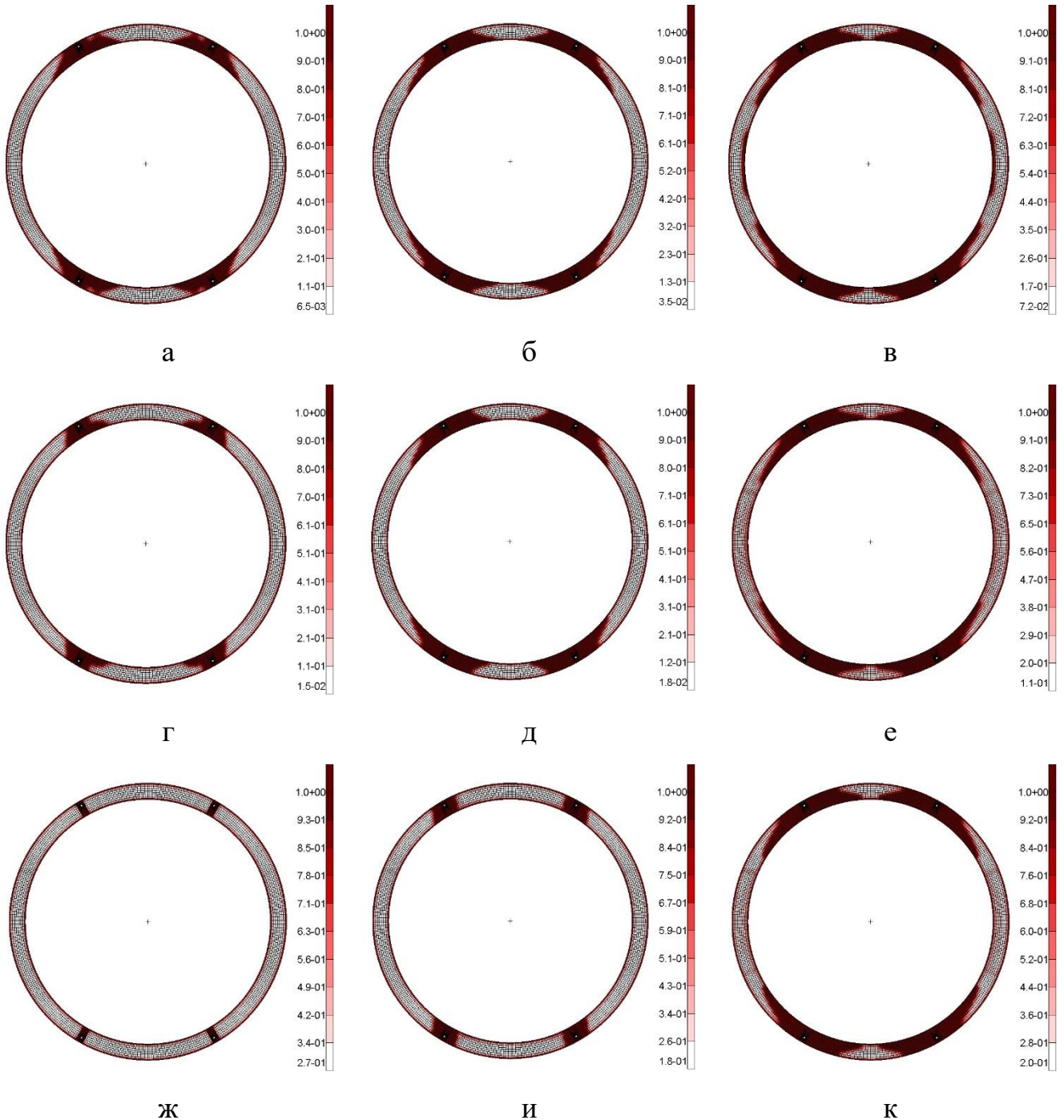


Рисунок В.1 – Результаты оптимизации КЭМ-4.1.1 верхнего шпангоута:
 а – $p = 3$, $FRMASS = 0,3$; б – $p = 3$, $FRMASS = 0,5$; в – $p = 3$, $FRMASS = 0,7$;
 г – $p = 5$, $FRMASS = 0,3$; д – $p = 5$, $FRMASS = 0,5$; е – $p = 5$, $FRMASS = 0,7$;
 ж – $p = 10$, $FRMASS = 0,3$; и – $p = 10$, $FRMASS = 0,5$; к – $p = 10$, $FRMASS = 0,7$

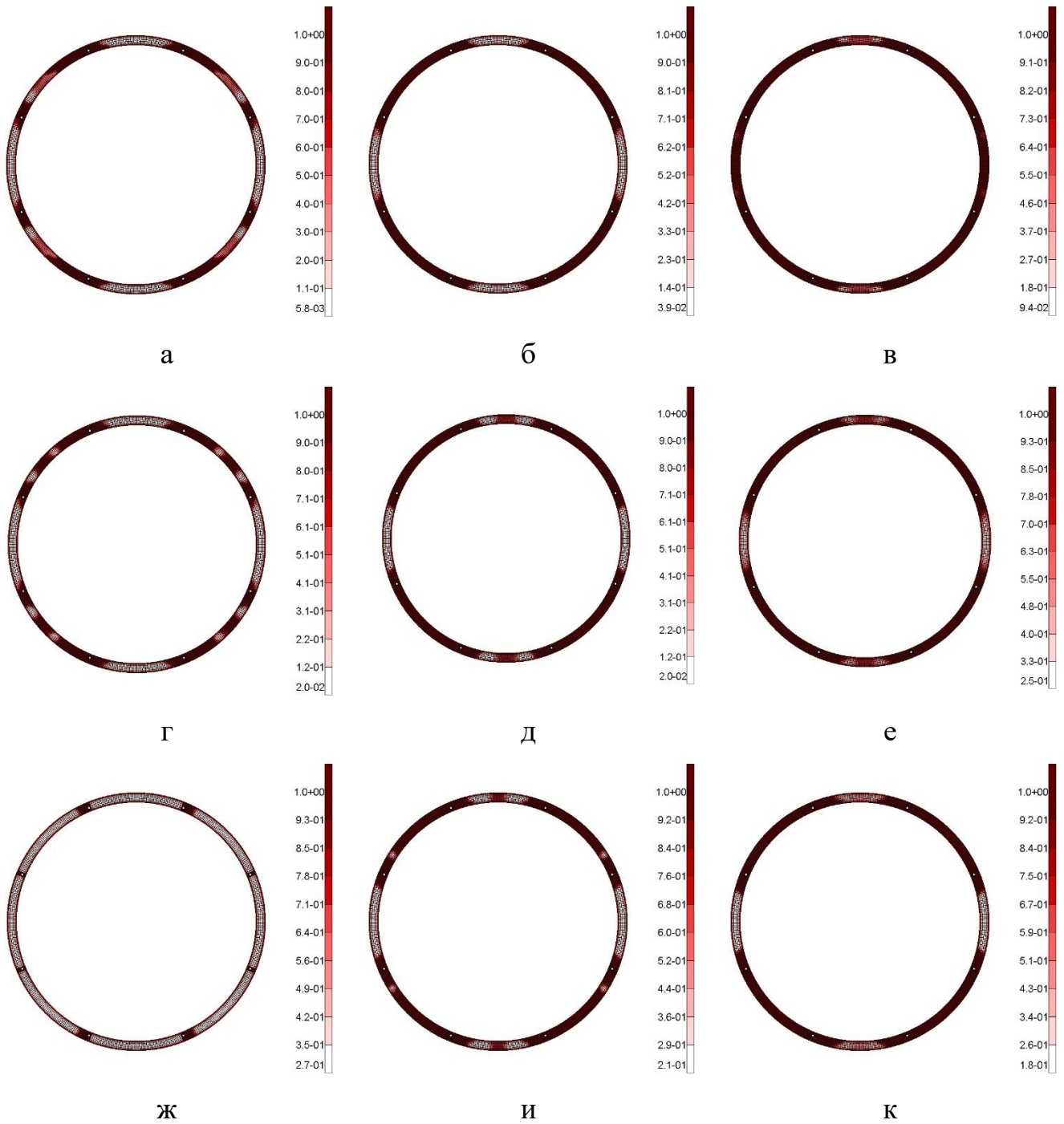


Рисунок В.2 – Результаты оптимизации КЭМ-4.1.1 нижнего шпангоута:
 а – $p = 3$, $FRMASS = 0,3$; б – $p = 3$, $FRMASS = 0,5$; в – $p = 3$, $FRMASS = 0,7$;
 г – $p = 5$, $FRMASS = 0,3$; д – $p = 5$, $FRMASS = 0,5$; е – $p = 5$, $FRMASS = 0,7$;
 ж – $p = 10$, $FRMASS = 0,3$; и – $p = 10$, $FRMASS = 0,5$; к – $p = 10$, $FRMASS = 0,7$

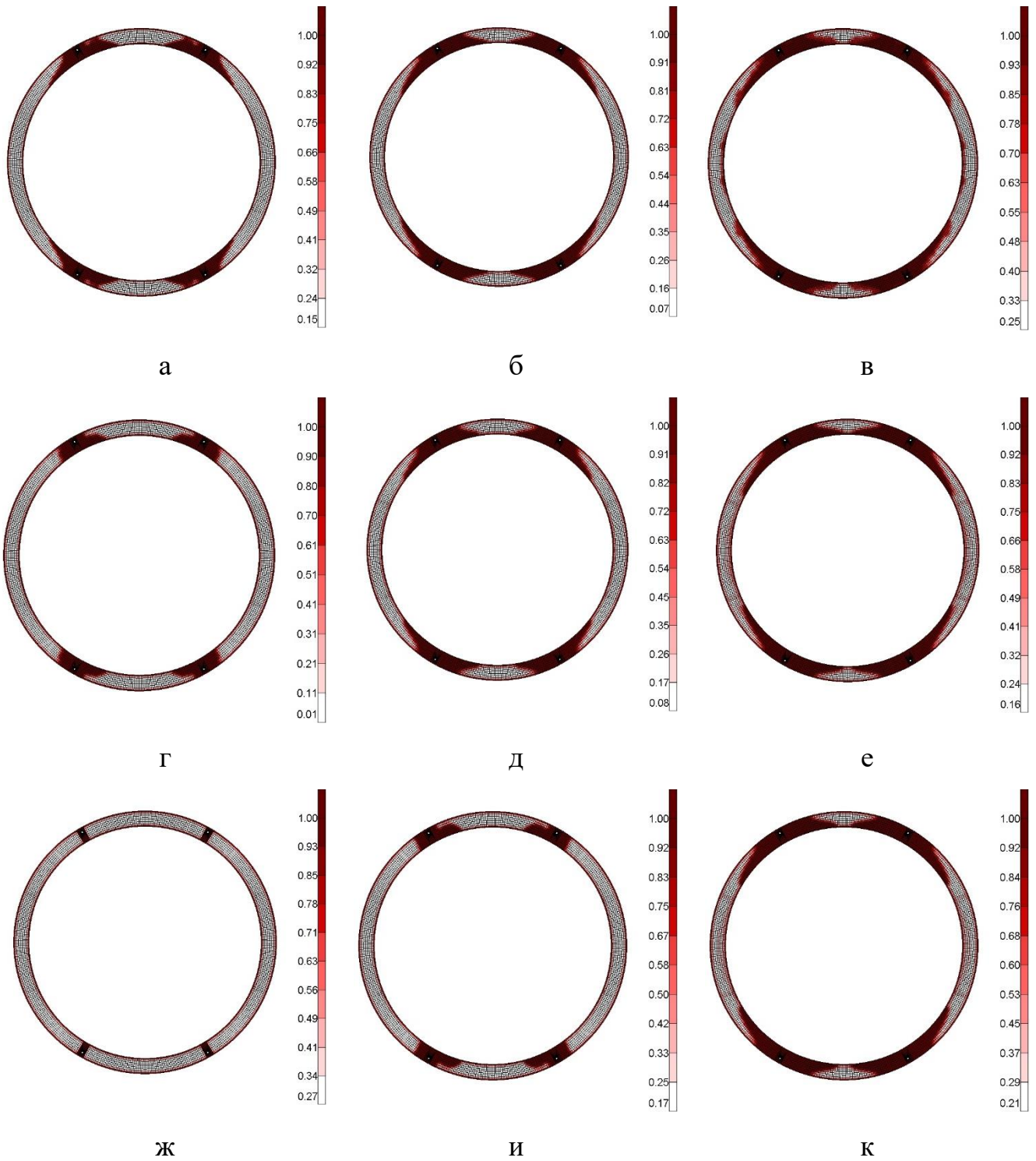


Рисунок В.3 – Результаты оптимизации КЭМ-4.1.2 верхнего шпангоута:
 а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
 г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
 ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

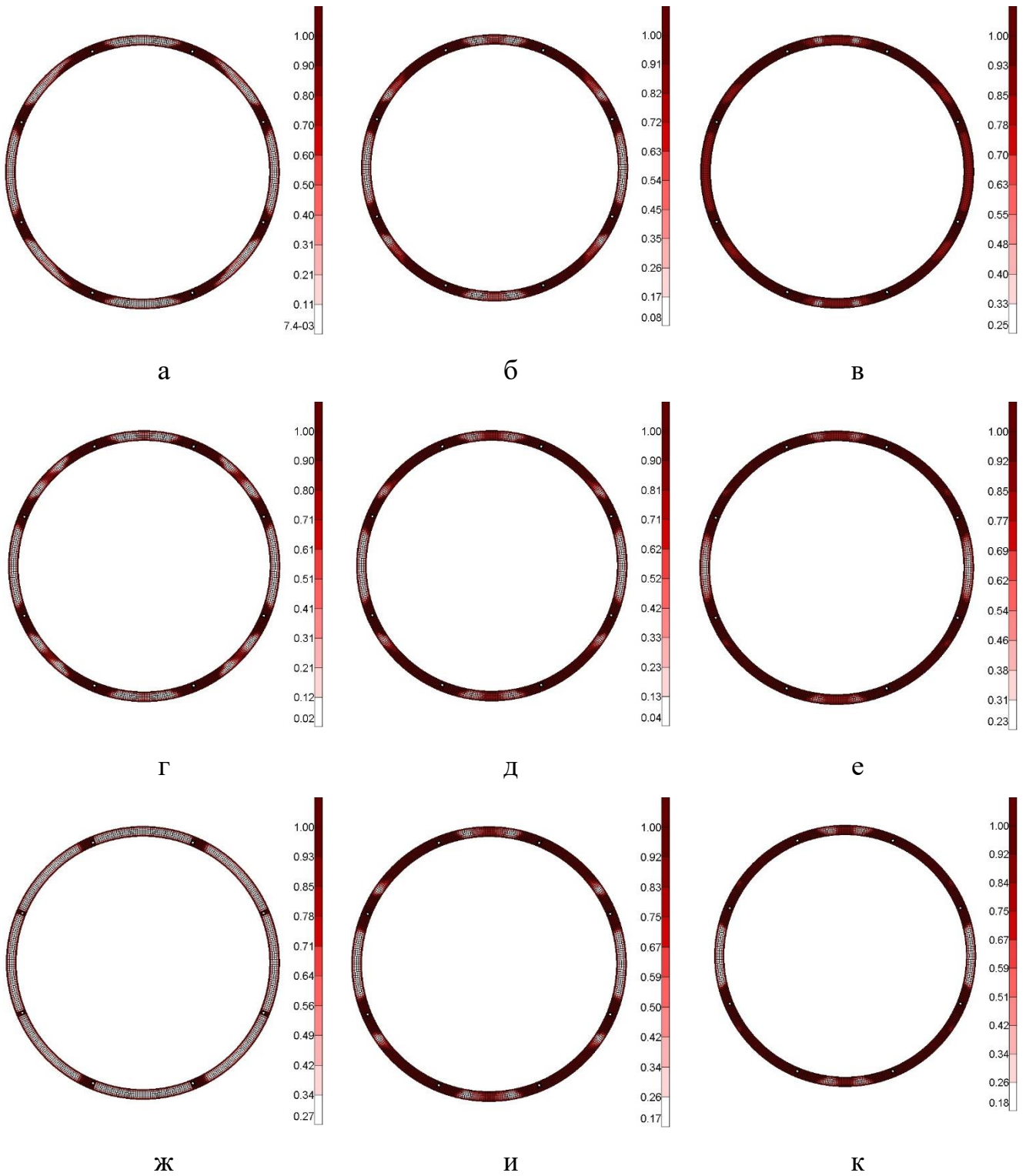


Рисунок В.4 – Результаты оптимизации КЭМ-4.1.2 нижнего шпангоута:
 а – $p = 3$, $FRMASS = 0,3$; б – $p = 3$, $FRMASS = 0,5$; в – $p = 3$, $FRMASS = 0,7$;
 г – $p = 5$, $FRMASS = 0,3$; д – $p = 5$, $FRMASS = 0,5$; е – $p = 5$, $FRMASS = 0,7$;
 ж – $p = 10$, $FRMASS = 0,3$; и – $p = 10$, $FRMASS = 0,5$; к – $p = 10$, $FRMASS = 0,7$

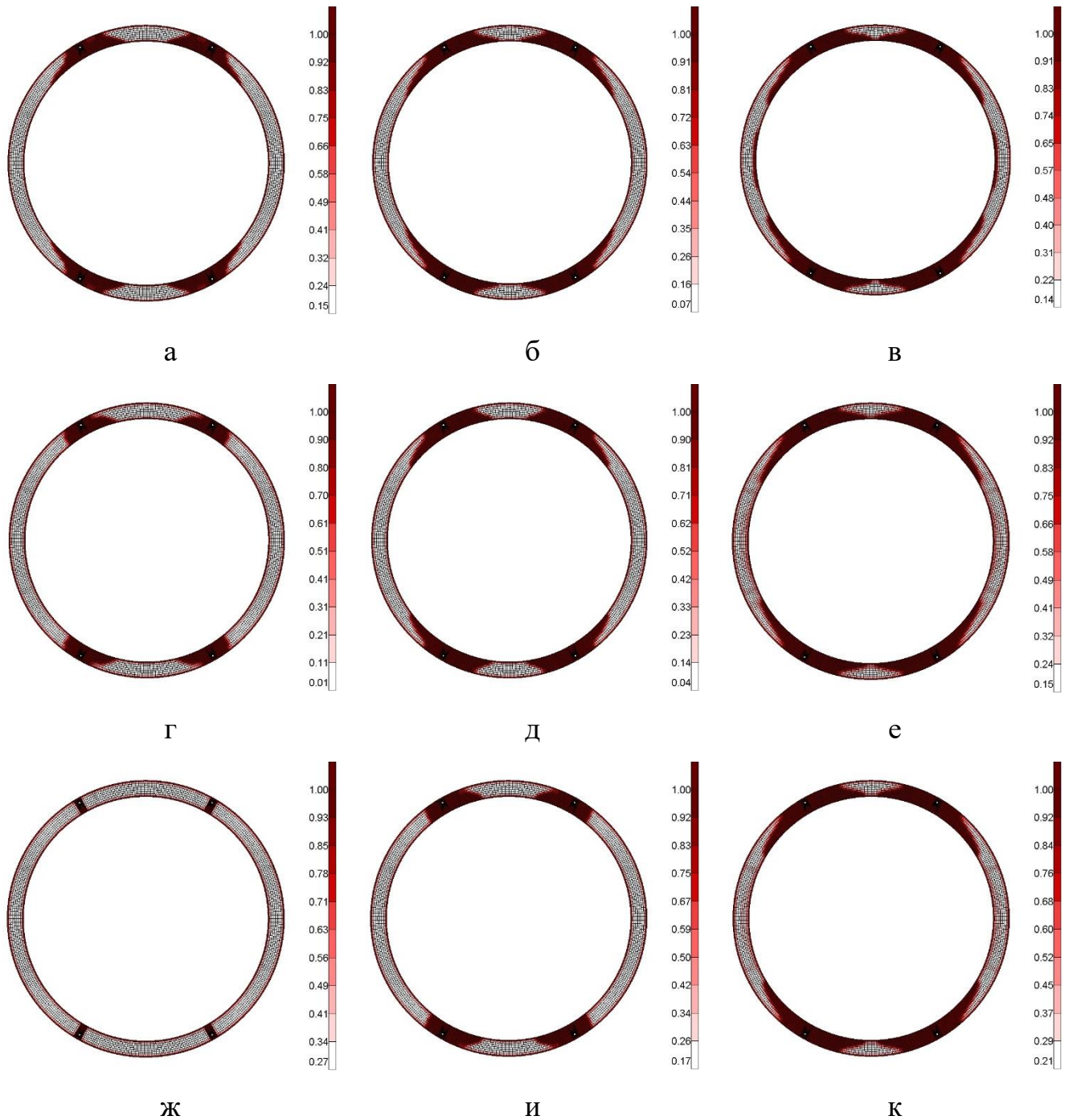


Рисунок В.5 – Результаты оптимизации КЭМ-4.1.3 верхнего шпангоута:
а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

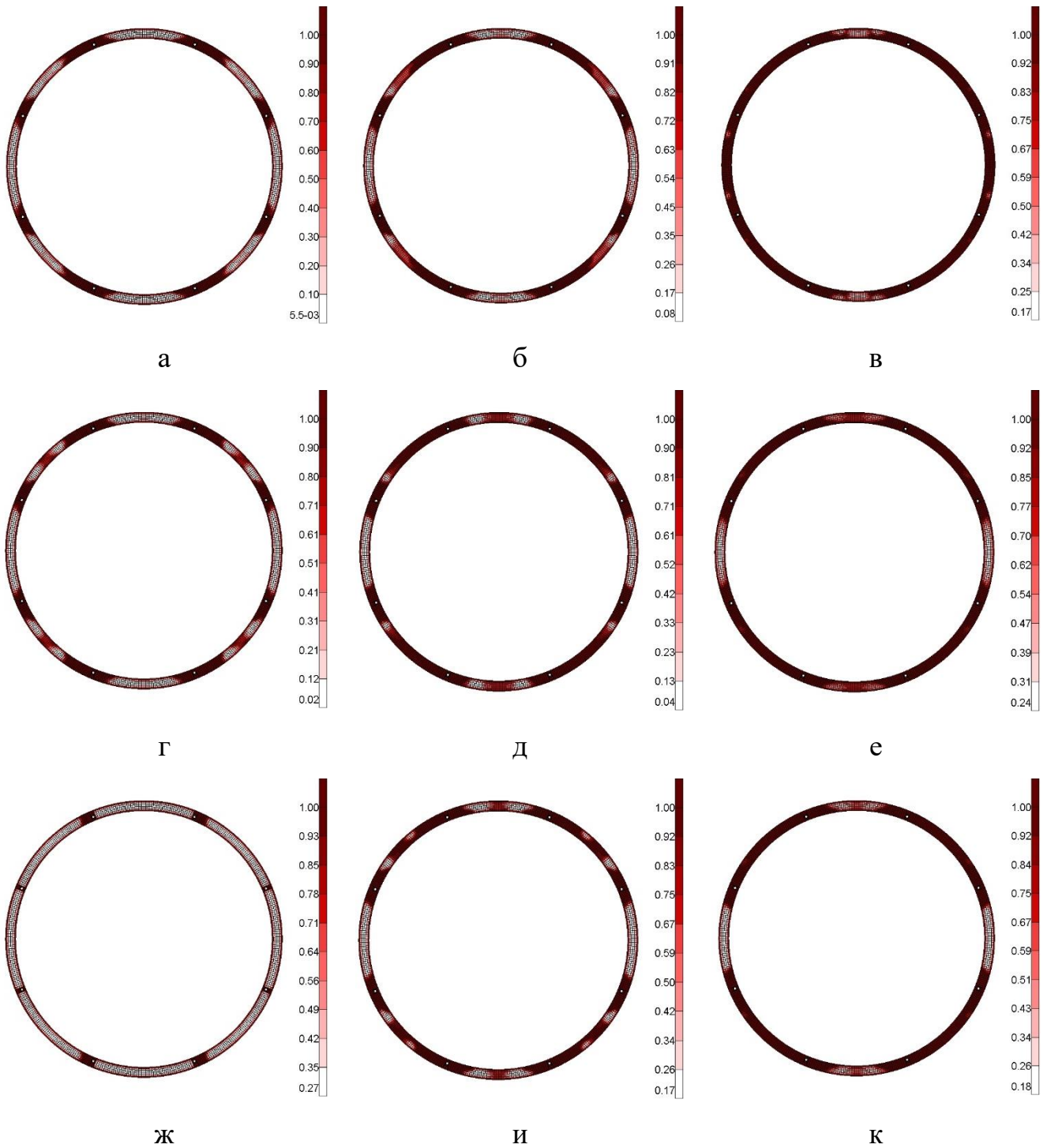


Рисунок В.6 – Результаты оптимизации КЭМ-4.1.3 нижнего шпангоута:
 а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
 г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
 ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

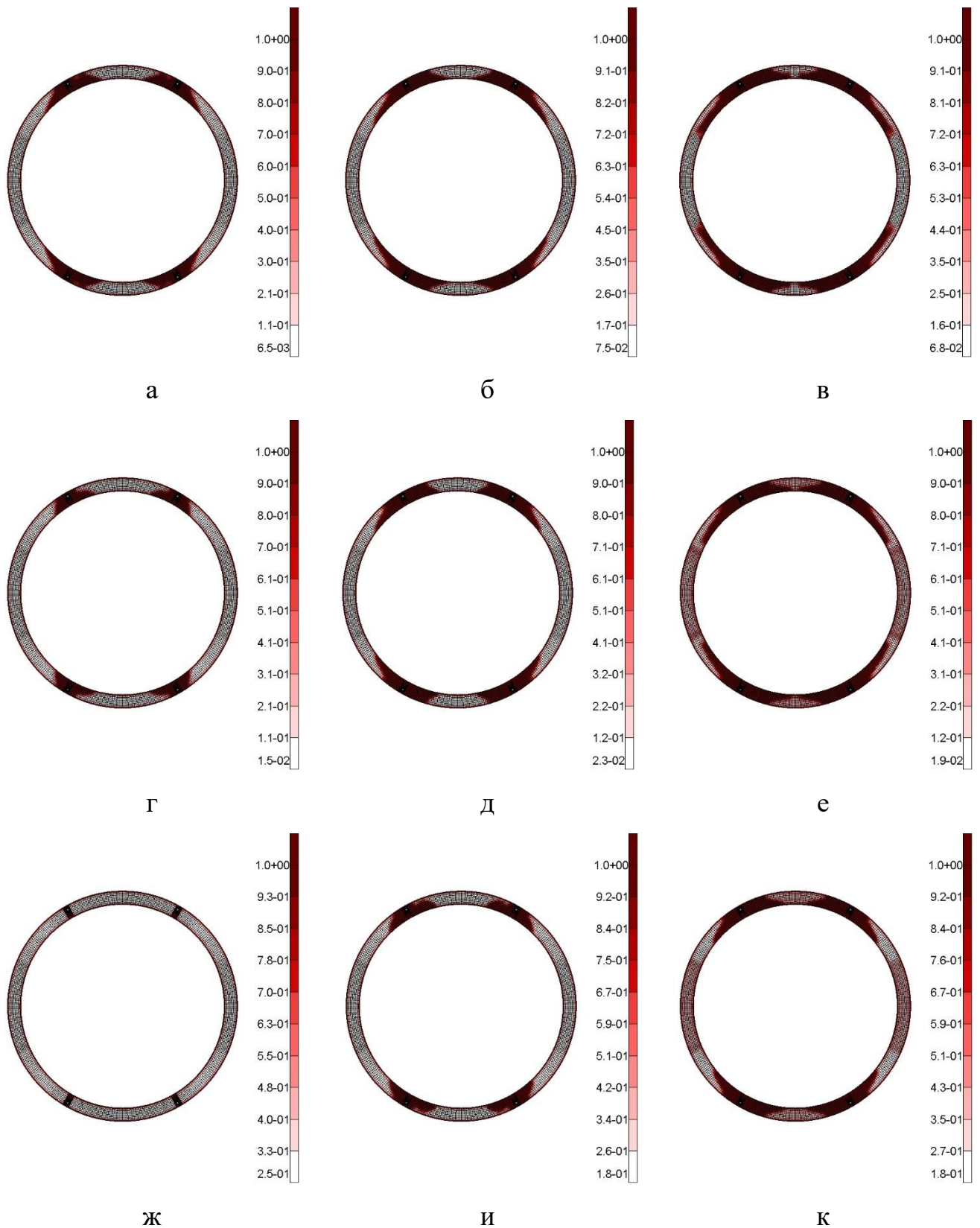


Рисунок В.7 – Результаты оптимизации КЭМ-4.2.1 верхнего шпангоута:

а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
 г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
 ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

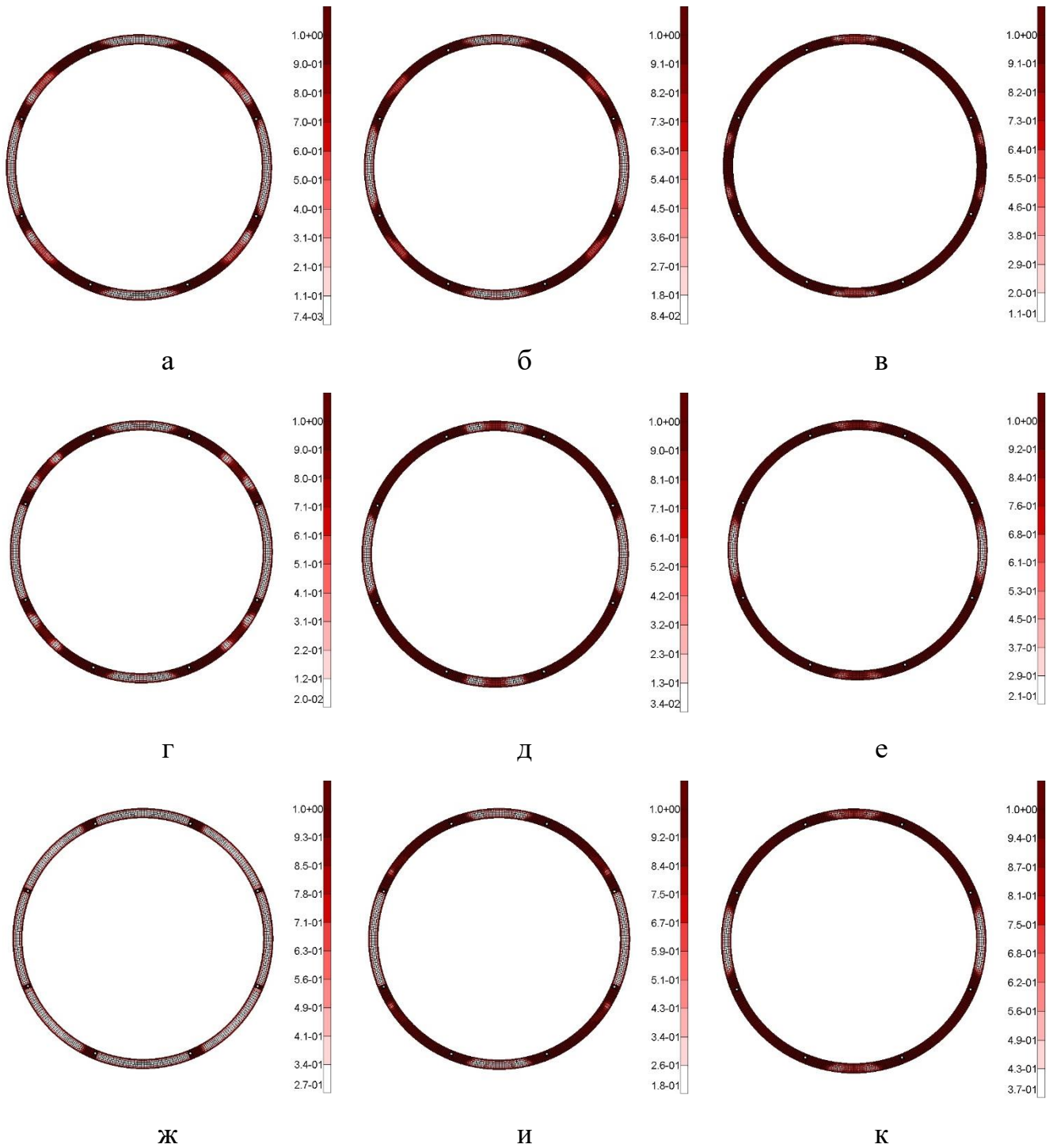


Рисунок В.8 – Результаты оптимизации КЭМ-4.2.1 нижнего шпангоута:

а – $p = 3$, $FRMASS = 0,3$; б – $p = 3$, $FRMASS = 0,5$; в – $p = 3$, $FRMASS = 0,7$;
 г – $p = 5$, $FRMASS = 0,3$; д – $p = 5$, $FRMASS = 0,5$; е – $p = 5$, $FRMASS = 0,7$;
 ж – $p = 10$, $FRMASS = 0,3$; и – $p = 10$, $FRMASS = 0,5$; к – $p = 10$, $FRMASS = 0,7$

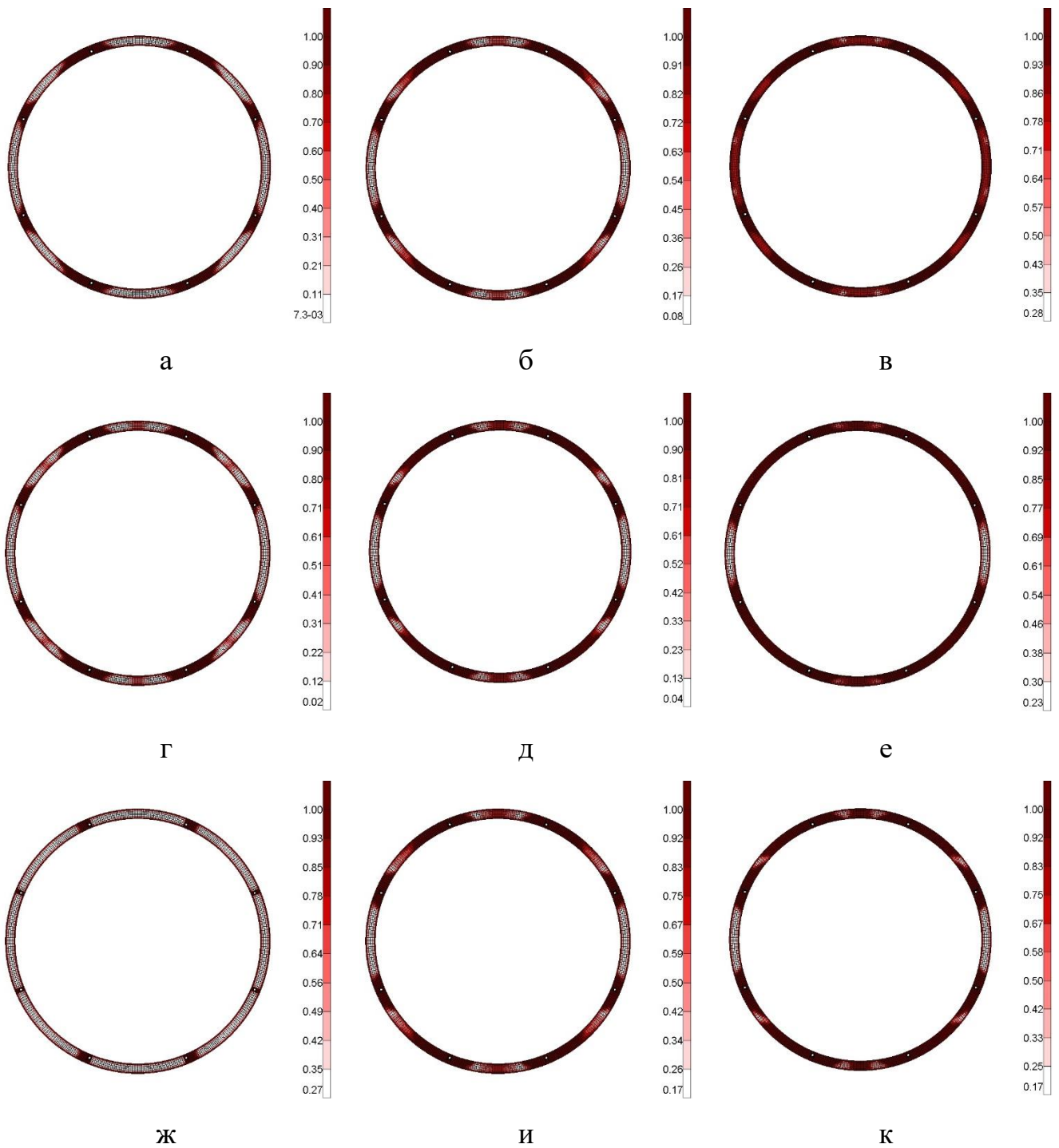


Рисунок В.10 – Результаты оптимизации КЭМ-4.2.2 нижнего шпангоута:
а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

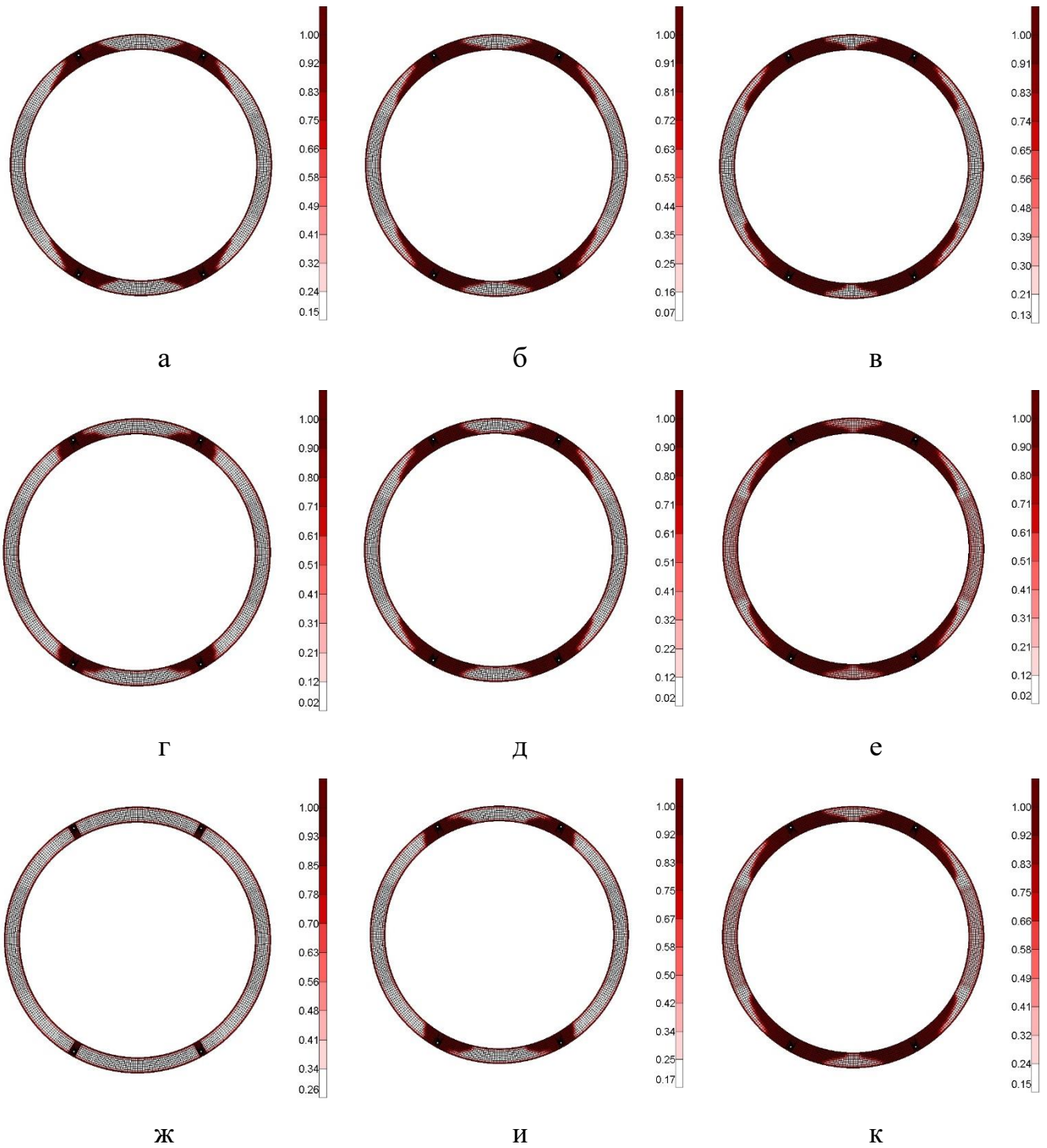


Рисунок В.11 – Результаты оптимизации КЭМ-4.2.3 верхнего шпангоута:
а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

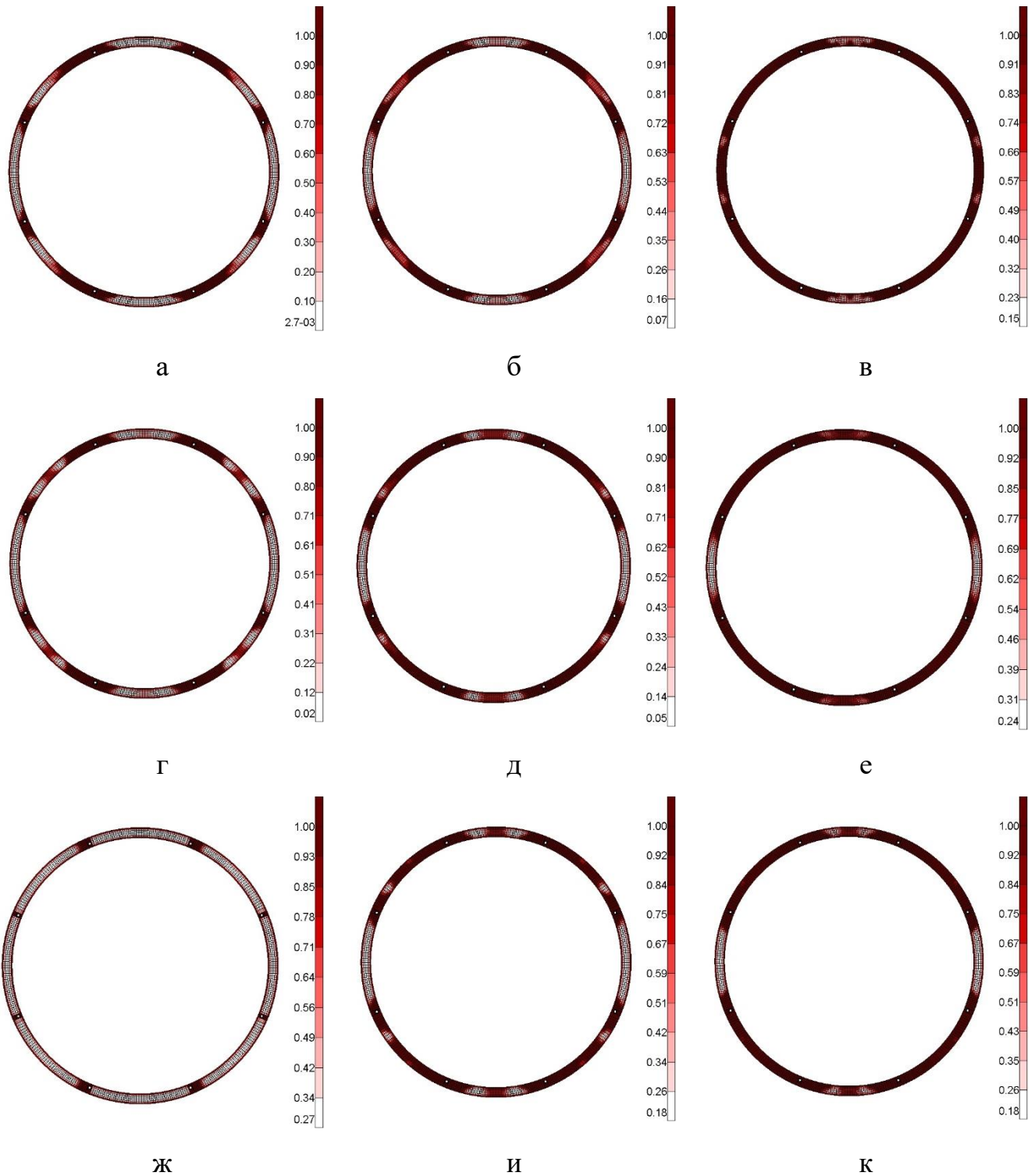


Рисунок В.12 – Результаты оптимизации КЭМ-4.2.3 нижнего шпангоута:
 а – $p = 3$, FRMASS = 0,3; б – $p = 3$, FRMASS = 0,5; в – $p = 3$, FRMASS = 0,7;
 г – $p = 5$, FRMASS = 0,3; д – $p = 5$, FRMASS = 0,5; е – $p = 5$, FRMASS = 0,7;
 ж – $p = 10$, FRMASS = 0,3; и – $p = 10$, FRMASS = 0,5; к – $p = 10$, FRMASS = 0,7

Приложение Г

Формы основных тонов колебаний блока космического аппарата

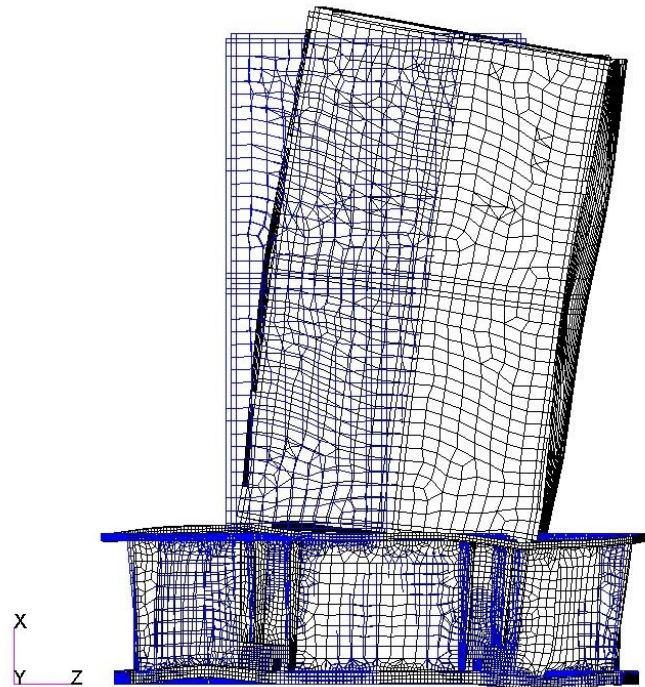


Рисунок Г.1 – Тон № 1: первый основной изгибный тон в плоскости XOZ;
частота – 13,5 Гц

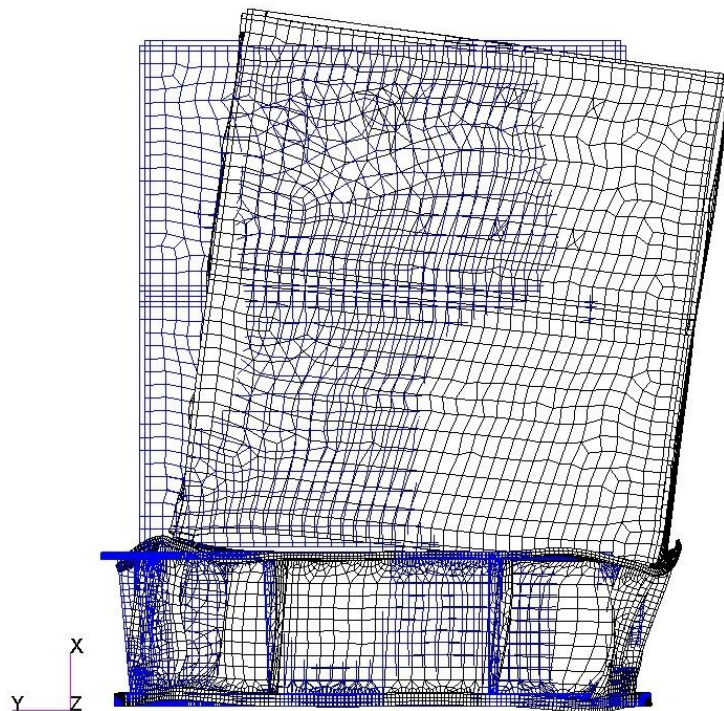


Рисунок Г.2 – Тон № 2: первый основной изгибный тон в плоскости XOY;
частота – 20,9 Гц

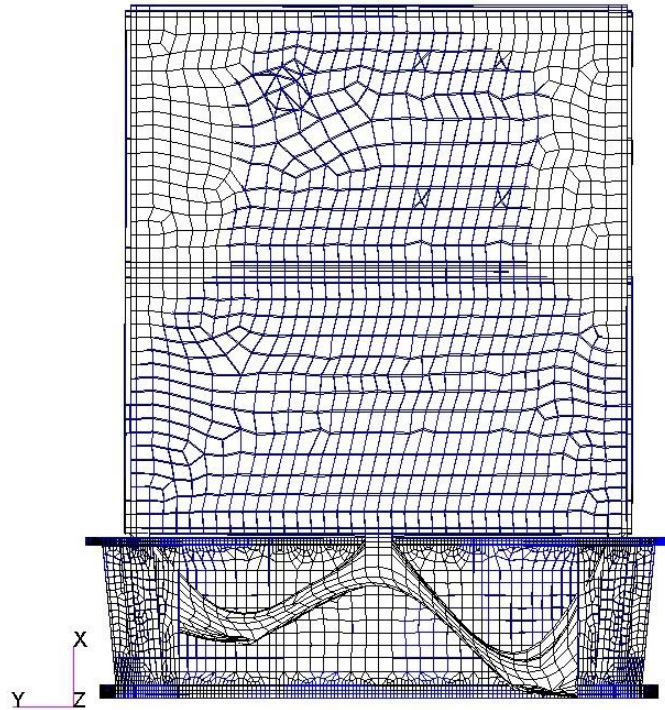


Рисунок Г.3 – Тон № 3: локальный тон ДУ; частота – 24,7 Гц
(часть адаптера не показана)

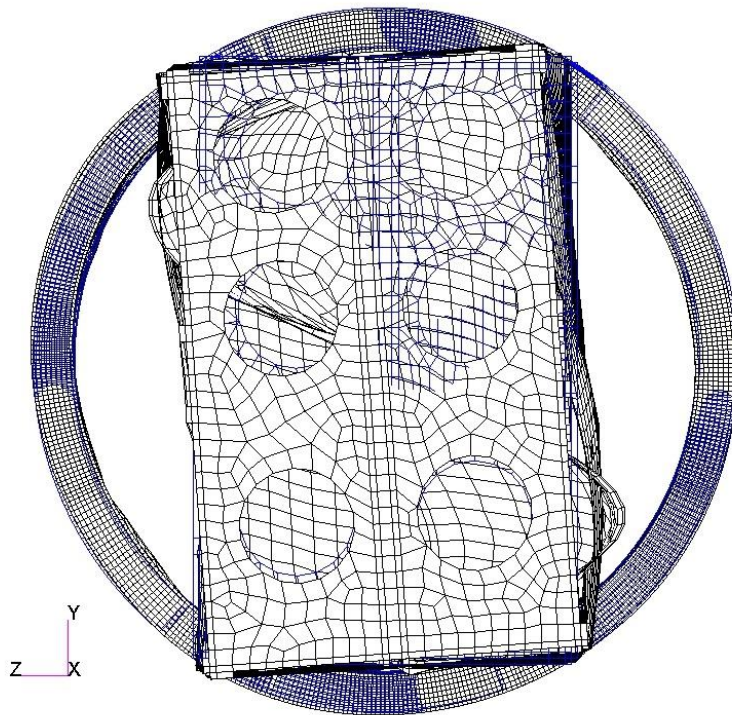


Рисунок Г.4 – Тон № 13: первый крутильный тон корпуса; частота – 45,8 Гц

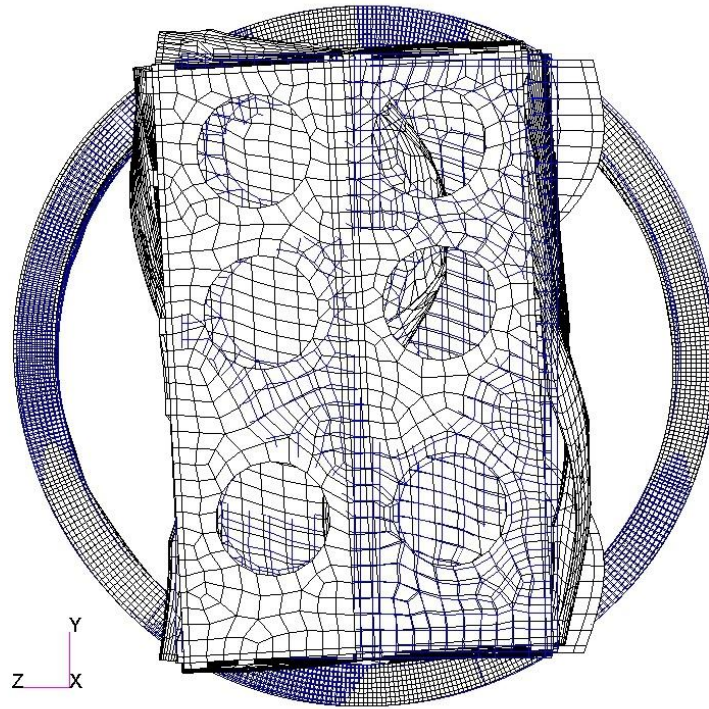


Рисунок Г.5 – Тон № 16: второй крутильный тон корпуса; частота – 50,7 Гц

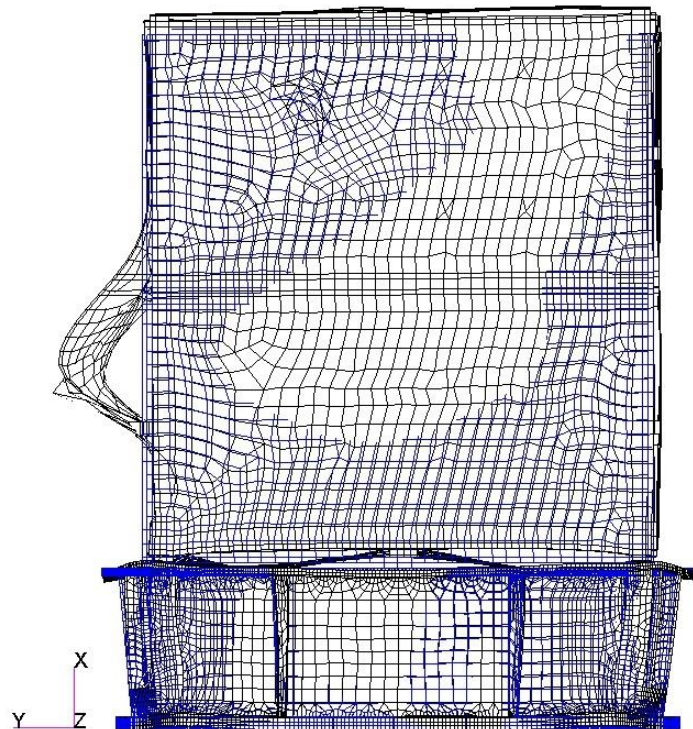


Рисунок Г.6 – Тон № 23: первый основной продольный тон; частота – 62,4 Гц

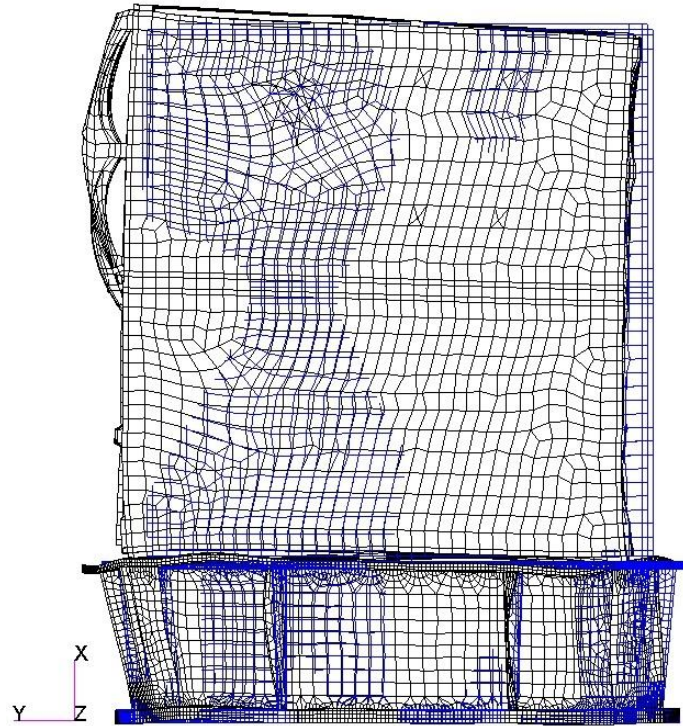


Рисунок Г.7 – Тон № 26: второй основной изгибный тон в плоскости XOY;
частота – 66,8 Гц

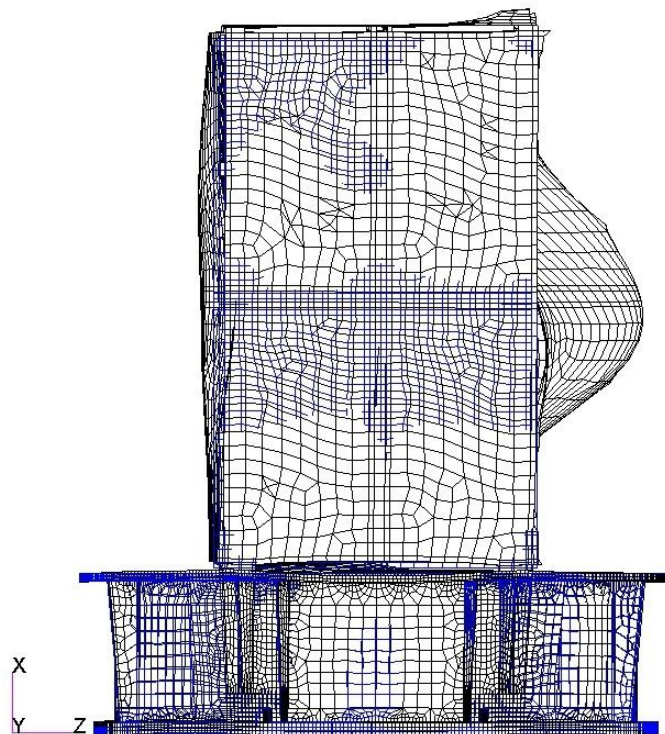


Рисунок Г.8 – Тон № 27: локальный тон ТСП; частота – 68,1 Гц

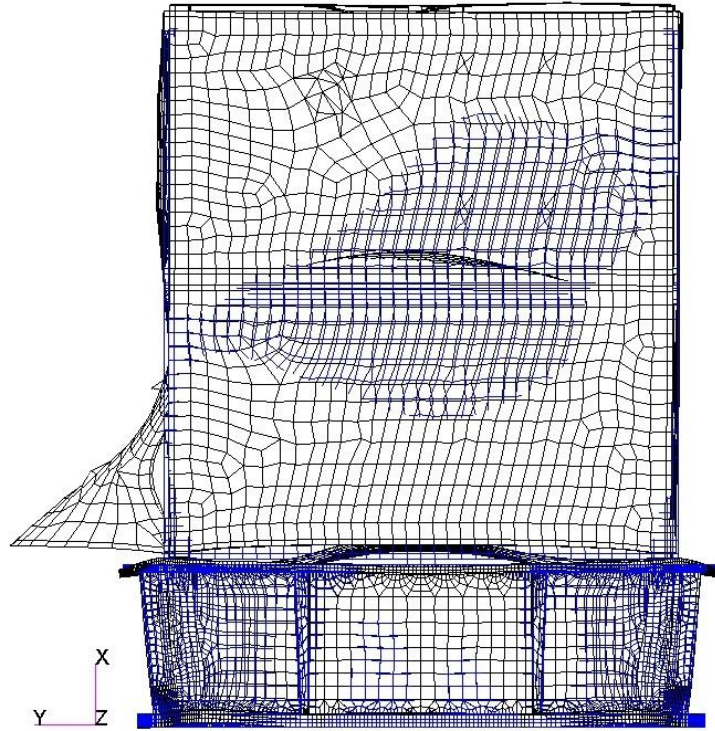


Рисунок Г.9 – Тон № 28: второй основной продольный тон; частота – 69,9 Гц

Приложение Д

Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы

УТВЕРЖДАЮ



Генеральный директор,
Генеральный конструктор
АО «ВПК» «НПО машиностроения»

А.Г. Леонов

« 20 » 06 2024 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы на соискание учёной степени кандидата технических наук Боровикова Александра Александровича на тему «Методика оптимизации конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата для обеспечения динамической совместимости с ракетой-носителем»

Материалы и результаты диссертационной работы соискателя учёной степени кандидата технических наук Боровикова Александра Александровича на тему «Методика оптимизации конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата для обеспечения динамической совместимости с ракетой-носителем» были использованы АО «ВПК «НПО машиностроения» при разработке научно-технической документации по тематике предприятия:

1) проведены расчёты с целью определения оптимальных характеристик конструкции для обеспечения требуемых упругих динамических характеристик космического аппарата «Бауманец-3» с адаптером на этапе выведения ракетой-носителем (А061-0000-0ПЗ 6);

2) проведены расчёты и обоснованы требования к параметрам конструкции с целью обеспечения требуемых упругих динамических характеристик космического аппарата «Кондор-ФКА-М» с адаптером на этапе выведения ракетой-носителем (КСФКА-0000-0ПЗ 90);

3) разработана комплексная методика оптимизации конструктивно-силовой схемы перспективных космических аппаратов, позволяющая значительно сократить время на проработку и уточнение конструктивно-силовой схемы КА на ранних этапах проектирования с целью удовлетворения требованиям по динамической совместимости блока космического аппарата с ракетой-носителем в рамках научно-исследовательской работы (НИР) с шифром «Фронтон». Результаты работы отражены в следующих технических отчётах (ТО):

- по этапу № 1 за 2021 год, раздел 7 ТО № 0303/1512-21;
- по этапу № 2 за 2022 год, раздел 7 ТО № 0303/1512-22;
- по этапу № 3 за 2023 год, раздел 7 ТО № 0303/1512-23.

Достоверность полученных автором диссертации результатов подтверждается совпадением численных экспериментов с данными резонансных испытаний габаритно-массового макета космического аппарата «Бауманец-3».

Первый заместитель Генерального директора –
заместитель Генерального конструктора




А.А. Дергачев

Заместитель Генерального директора –
заместитель Генерального конструктора



П.А. Широков

Заместитель начальника ЦКБМ –
начальник отделения 03



А.В. Бобров

Министерство науки и высшего образования
Российской Федерации



Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение
высшего образования

«Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
Тел. (499) 263-63-91 Факс (499) 267-48-44
E-mail: bauman@bmstu.ru
ОГРН 1027739051779
ИНН 7701002520 КПП 770101001

№ _____

на № _____ от _____

«УТВЕРЖДАЮ»

Первый проректор –
проректор по учебной работе

Б.В. Падалкин

2024 г.



АКТ

о внедрении результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук Боровикова Александра Александровича «Методика оптимизации конструктивно-силовой схемы блока космического аппарата для обеспечения динамической совместимости с ракетой-носителем» в учебный процесс МГТУ им. Н.Э. Баумана

Настоящим актом подтверждаем, что в учебный процесс внедрены следующие результаты диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук Боровикова Александра Александровича:

- методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса КА с использованием топологической оптимизации;
- методика определения конструктивно-силовой схемы адаптера с использованием топологической и параметрической оптимизаций;
- комплекс программ DILIB, реализующий указанную методику.

Перечисленные научные материалы используются при чтении лекций, проведении семинаров по курсам «Топологическая оптимизация» и «Динамика конструкций аэрокосмических систем», в научно-исследовательских, курсовых и выпускных квалификационных работах студентов кафедры аэрокосмических систем.

ПРЕДСЕДАТЕЛЬ КОМИССИИ:

Руководитель НУК СМ
д.т.н., профессор

В.Т. Калугин

ЧЛЕНЫ КОМИССИИ:

д.т.н., профессор
д.т.н., профессор

Г.А. Щеглов

О.Н. Тушев