

Федеральное автономное учреждение
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е.Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»)

На правах рукописи
УДК 629.735.33



ЛЕВЧЕНКОВ МИХАИЛ ДМИТРИЕВИЧ

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ СЕТЧАТЫХ КОНСТРУКЦИЙ
ПЛАНЕРА СО СТРУКТУРНОЙ НЕРЕГУЛЯРНОСТЬЮ НА ОСНОВЕ МНОГОУРОВНЕВЫХ
АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНЫХ МОДЕЛЕЙ

2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
кандидат технических наук,
Шаныгин Александр Николаевич

Жуковский 2025

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений	4
Введение.....	5
1 Выбор рациональных направлений исследований	19
1.1 Анализ критических особенностей обеспечения прочности сетчатых композитных конструкций планера	19
1.2 Формирование расчетных условий прочности для сетчатых отсеков фюзеляжа и крыла, имеющих структурные нерегулярности	25
1.3 Формирование структуры метода гармонизации прочностных характеристик	26
1.4 Разработка процедур распараллеливания вычислительных процессов для кластера многоядерных ЭВМ в соответствии со структурной многоуровневой декомпозиции прочностной КЭ модели.....	28
2 Разработка методического обеспечения для анализа прочностных и жесткостных характеристик сетчатых отсеков крыла и фюзеляжа со структурной нерегулярностью ..	31
2.1 Создание метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций с уровнем внешнего нагружения за счет изменения угла спиральных ребер по длине и в поперечном сечении	31
2.2 Создание методики анализа прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций планера со структурными нерегулярностями.....	36
2.3 Адаптация разработанной методики моделирования к четырехуровневому алгоритму	43
2.4 Разработка процедуры увеличения производительности вычислительного процесса.....	52
3 Расчетно-экспериментальные исследования сетчатых отсеков и панелей в рамках валидации метода гармонизации	56
3.1 Валидация расчетных моделей отсеков фюзеляжа, используемых в методе гармонизации	56
3.2 Влияние нерегулярности, в виде изменения угла спиральных ребер, на прочностные и жесткостные характеристики отсеков фюзеляжа при решении модельных задач.....	69
3.3 Формирование зависимостей прочностных, жесткостных и массовых характеристик панелей крыла от изменения угла спиральных ребер при решении модельных задач.....	74
4 Исследование прочностных и жесткостных характеристик нерегулярных сетчатых структур.....	77
4.1 Анализ прочностных и весовых характеристик отсеков носовой части фюзеляжа СМС	77
4.2 Анализ жесткостных характеристик отсеков носовой части фюзеляжа СПС	83
4.3 Анализ прочностных и весовых характеристик отсеков крыла РС	87
4.4 Анализ быстрогодействия на примере задачи комплексного анализа прочности конструкции планера	92
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	94
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	95
СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	103
Приложение А Акт о внедрении результатов диссертации (АО «ЦНИИСМ»).....	105
Приложение Б Акт о внедрении результатов диссертации (КНИТУ-КАИ).....	106

Приложение В Акт о внедрении программы для ЭВМ (АО «ЦНИИСМ»)	107
Приложение Г Акт о внедрении программы для ЭВМ (КНИТУ-КАИ)	108

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ПКМ – полимерный композиционный материал

КСС – конструктивно-силовая схема

НДС – напряженно-деформированное состояние

ЛА – летательный аппарат

КЭ – конечный элемент

МКЭ – метод конечных элементов

КЭМ – конечно-элементная модель

RBE – rigid body element

АП – авиационные правила

ЭВМ – электронно-вычислительная машина

ПО – программное обеспечение

СПС – сверхзвуковой пассажирский самолёт

РС – региональный самолёт

СМС – среднемагистральный самолёт

ВВЕДЕНИЕ

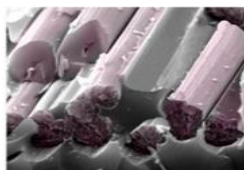
Анализ зарубежных и отечественных работ по исследованию перспективных конструкций пассажирских самолетов нового поколения показал, что при их создании необходимо удовлетворять ряд ужесточающихся требований и ограничений по безопасности, а также экологичности и комфорту [4, 5], что неизбежно приводит к увеличению взлетного веса, которое необходимо компенсировать в том числе и за счет снижения веса планера.

Принимая во внимание эти ограничения вместе с требованиями по экономичности, становится очевидно, что обеспечить их в рамках традиционных обшивочных металлических и композиционных КСС становится практически невозможно [6, 7], поскольку в настоящее время уровень физических свойств существующих и разрабатываемых металлических сплавов изменяется очень медленно, поскольку за более чем пятидесятилетнюю эволюцию металлические конструкции пассажирских самолетов практически исчерпали свой потенциал к повышению прочностных характеристик и снижению веса планера.

Применяемые в настоящее время для слабонагруженных зон композитные авиаконструкции на основе подкрепленных ламинатных обшивочных КСС (типа «Black metal»), спроектированные по требованиям жесткости, имеют преимущества по отношению к альтернативным металлическим конструкциям, однако внедренные таких КСС в высоконагруженные части конструкции крыла и фюзеляжа самолетов В-787, А-350, не подтвердило ожидаемого снижения веса конструкции планера, и в первую очередь из-за низких прочностных и деформационных характеристик современных связующих. Низкие прочностные и деформационные характеристики связующих не позволяют решить ряд критических проблем обеспечения прочности композитных ламинатных обшивочных конструкций из-за наличия многоуровневых концентраций напряжений в связующем на миро-, мезо- и локальном уровнях структурной детализации. Проблемы усугубляются гетерогенной структурой таких обшивок на миро- и мезо-уровне, порождающей множественные концентрации напряжений в связующем, которые невозможно компенсировать без значительных весовых затрат. На рисунке 1 в качестве иллюстрации приведены типовые структуры слоистых композитов на миро- и мезо-уровне, а также приведены относительные зависимости « σ - ϵ » для типового алюминиевого сплава и эпоксидного связующего, обуславливающие появление новых проблем прочности ламинатных композитных конструкций по сравнению с традиционными металлическими сплавами. Следует отметить, что величины S_0 и S_1 , приведенные на графике могут рассматриваться как оценка предельных значений энергии деформаций алюминиевого сплава и связующего [].

Гетерогенность структуры

Микроуровень



Мезоуровень



Диаграммы относительных зависимостей « σ - ϵ » для типового алюминиевого сплава и эпоксидного связующего



Рисунок 1 – Факторы, обуславливающие проблемы прочности ламинатных композитных конструкций

По этой причине разработчики пассажирских самолетов нового поколения как в России, так и за рубежом проявляют интерес к разработке новых КСС для отсеков конструкции планера, отличающихся от традиционных обшивочных КСС принципиально новой схемой восприятия внешних нагрузок, когда основным ответственным силовым элементом становится жесткий композитный каркас из однонаправленных композитных структур, соединенный с двумя эластичными обшивками (рисунок 8), роль которых сводится к восприятию поперечных к плоскости обшивки нагрузок от наддува, аэродинамического давления и передаче их на силовой каркас. При этом гибкие обшивки тем не менее участвуют в восприятии нормальных и сдвиговых нагрузок в своей плоскости совместно с каркасом, однако их вклад в восприятие внешних нагрузок здесь существенно ниже, чем для традиционных обшивочных КСС, и составляет от 15 до 25 % по сравнению с традиционными жесткостями. Такие каркасные схемы были присущи самолетам первого поколения 20х-30х годов прошлого века с жестким деревянным каркасом и гибкой перкалевой обшивкой.

В настоящее время каркасные КСС нового поколения для силовых конструкций планера более предпочтительны по сравнению с композитными обшивочными конструкциями, так как имеют более низкий уровень концентрации напряжений на мезоуровне, что позволяет обеспечить для них больший уровень допустимых деформаций. На рисунке 2 приведены предельные значения деформации в обшивках КСС типа «black metal» и ребрах сетчатых КСС. Приведенные на рисунке величины были сформированы в рамках международного проекта ALaSCA [9], посвященного адаптации сетчатых КСС к отсекам фюзеляжа магистрального самолета с выполнением авиационных требований.

КСС типа «black metal»,
реализованная в отсеке фюзеляжа B-787



Оболочка фюзеляжа с сетчатой КСС,
реализованная в АО «ЦНИИСМ»



Расчетные значения деформаций
квазиизотропных слоистых КП

$$\varepsilon_{\text{доп растяж}} = 0.45 \%$$

$$\varepsilon_{\text{доп сжат}} = 0.3 \%$$

$$\gamma_{\text{доп}} = 0.5 \%$$

Расчетные значения
деформаций
однонаправленных
композитных структур

$$\varepsilon_{\text{доп растяж}} \rightarrow 0.9 - 1.1 \%$$

$$\varepsilon_{\text{доп сжат}} \rightarrow 0.6 - 0.7 \%$$

$$\gamma_{\text{доп}} \rightarrow 0.7 \%$$

Рисунок 2 – Предельные значения деформации в обшивочных и реберных (сетчатых) КСС

К настоящему времени выполнен достаточно большой объем исследований по адаптации сетчатых композитных конструкций, получивших широкое развитие в космической отрасли, к авиационным требованиям и ограничениям. Системное проведение таких исследований, как было упомянуто выше, было положено в рамках международных проектов: FP7 «ALaSCA», FP7 «PoLaRBEAR», «КМ-Фюзеляж», проведенных ЦАГИ совместно с АО «ЦНИИСМ», ВИАМ и рядом ведущих европейских научных центров, университетов и авиационных фирм (Airbus, DLR) [8-10]. В данных исследованиях было показано, что композитные сетчатые цилиндрические отсеки, проектируемые по нормам и требованиям гражданского самолетостроения, могут иметь лучшие прочностные характеристики, позволяющие снизить вес силовых отсеков фюзеляжа до 12-15 % по сравнению с металлическими аналогами и до 11-14 % по сравнению с отсеками типа “Black metal” (Рисунок 3).

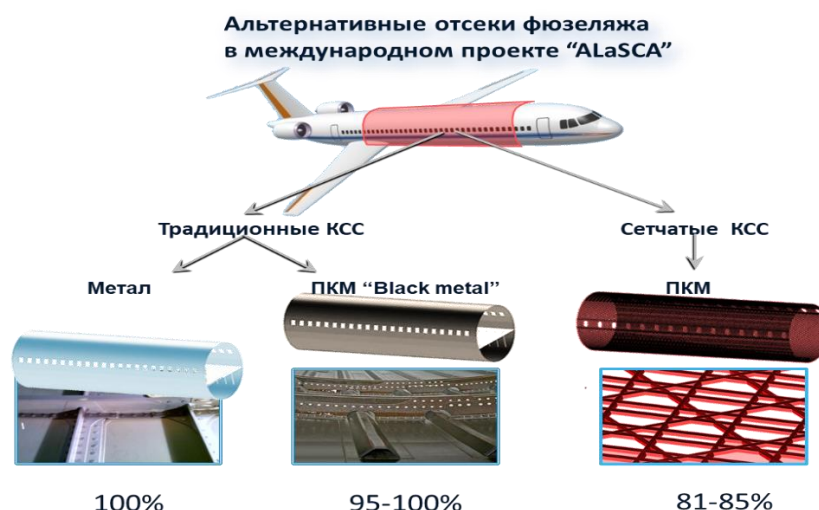


Рисунок 3 – Весовые характеристики альтернативных отсеков

В настоящее время, помимо сетчатых конструкций фюзеляжа, объектом исследований становятся сетчатые структуры панелей, лонжеронов и нервюр крыла.

Следует отметить, что большинство рассматриваемых в настоящее время композитных сетчатых отсеков имеют регулярную структуру.

Такие сетчатые структуры достаточно просты для изготовления и рациональны для значительной части конструкций космической отрасли, однако применительно к авиационным конструкциям регулярные сетчатые структуры имеют ряд недостатков, обусловленных значительной неравномерностью распределения значений прочностных параметров сетчатых отсеков по длине фюзеляжа или по размаху крыла при действии изгибающих моментов и перерезывающих сил (Рисунок 11). Результатом этого будет появление избыточных запасов прочности в отсеках.

К сожалению, в настоящее время из-за низких прочностных и деформационных свойств современных связующих и ограничений, обусловленных существующими способами изготовления, невозможно варьировать площадь сечений ребер по длине сетчатых отсеков и снижать избыточные запасы прочности в обмен на снижение веса конструкции отсеков. В работах [62, 63], было показано, что добиться гармонизации параметров НДС сетчатой структуры с уровнем внешнего нагружения можно за счет изменения взаимного расположения ребер по длине и окружности отсека фюзеляжа, т.е. за счет использования соответствующих структурных нерегулярностей. Диссертационная работа посвящена изучению положительного влияния такого типа нерегулярности сетчатых реберных структур на прочностные, жесткостные и массовые характеристики отсеков фюзеляжа и крыла пассажирских самолетов.

При этом в диссертационной работе не рассматриваются такие нерегулярности сетчатой конструкции, как вырезы (под иллюминаторы, двери). Данная задача была исследована ранее в диссертации И.О. Кондакова [91], где влияние угла спиральных ребер для регулярных сетчатых структур на параметры НДС в зонах цилиндрического отсека между оконными вырезами было оценено в зависимости от размера и шага окон. В работе было также показано, что для сетчатых структур концентрации напряжений между оконными вырезами менее критичны, чем для традиционных обшивочных конструкций отсеков фюзеляжа. Кроме того, в настоящее время рассматривается много проектов конструкции фюзеляжа (в частности, фюзеляж делового СПС), где не предусмотрены вырезы под иллюминаторы.

В настоящей диссертационной работе исследуются зависимости прочностных, жесткостных и массовых характеристик отсеков крыла и фюзеляжа, и панелей крыла от параметров сетчатой структуры, определяющих её структурную нерегулярность. В первую очередь это функция изменения угла спиральных ребер по длине отсека и по окружности. На рисунке 5 показана нерегулярная сетчатая структура, сформированная за счет линейного изменения угла спиральных ребер для отсека фюзеляжа по длине и окружности, а также линейного изменения угла спиральных ребер панели крыла по длине. Помимо спиральных ребер в данных отсеках присутствуют кольцевые (поперечные) ребра. Наличие кольцевых и спиральных ребер позволяет сетчатой структуре воспринимать основные виды нагружения в своей плоскости (растягивающие/сжимающие и сдвиговые усилия), что позволяет в рамках отсека воспринимать элементами сетчатого каркаса такие виды внешних нагрузок на конструкцию крыла и фюзеляжа, как изгиб и кручение, за исключением нагрузок от наддува и аэродинамического давления, которые воспринимаются гибкими обшивками и передаются на реберный каркас.

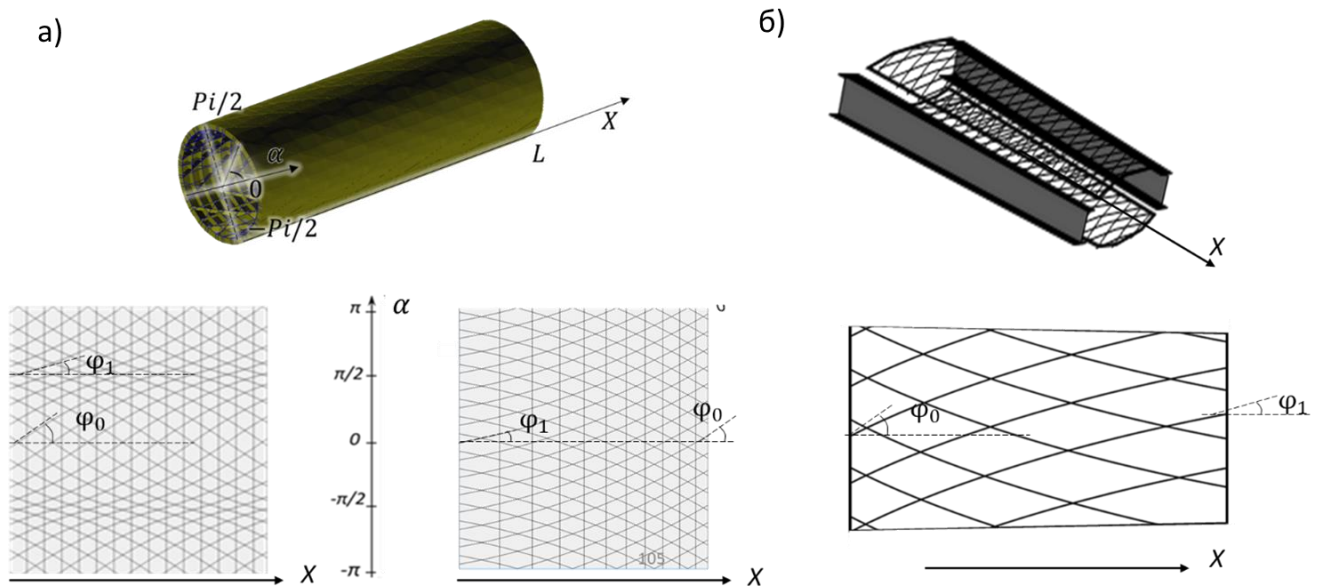


Рисунок 4 – Иллюстрация нерегулярных сетчатых структур за счет изменения угла спиральных ребер для развертки оболочки фюзеляжа (а) и для панели крыла (б)

Исследования, проведенные в работах [5,6], показали, что для снижения локальных концентраций напряжений в связующем между обшивкой и ребрами сетчатого каркаса рациональным решением будет использование системы гибких обшивок, соединенных с элементами каркаса на основе новых принципов взаимодействия [97] (рисунок 6). Такая схема крепления позволяет обеспечить прочное соединение с низким уровнем концентрации в местах взаимодействия обшивок с реберным каркасом. Конструкции, сформированные на принципах, указанных выше, получили название «про-композитные», поскольку они в максимальной степени реализуют возможности современных композитов в рамках однонаправленного силового каркаса, ребра которого работают на растяжение/сжатие, и гибких обшивок с 3D-армированием, которые работают лишь на растяжение, по восприятию внешних нагрузок. Такие КСС называются «про-композитные», так как они в лучшей степени реализуют преимущества современных композиционных материалов (высокую удельную прочность, жесткость и низкую удельную массу углеродных волокон) и минимизируют их недостатки (уменьшают роль связующего в восприятии внешних нагрузок). Каркасы в рамках таких КСС формируются на основе однонаправленных композитных слоев, в которых волокна ориентированы в одном направлении, а обшивки – на основе плетения либо на основе ткацких способов изготовления.

Гибкие обшивки, работающие только на растяжение, имеют значительный запас прочности при восприятии наддува и аэродинамического давления. Кроме того, такая система позволяет обеспечить целостность ребер при ударных воздействиях в диапазоне энергий до

50 Дж без значительных весовых затрат. Данные исследования были проведены в работах [91, 92].

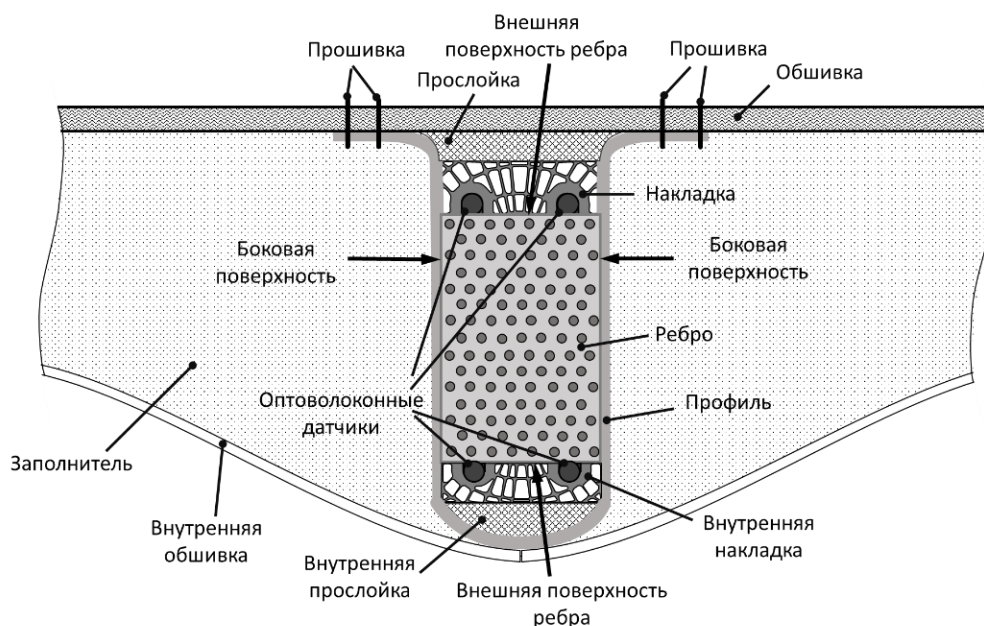


Рисунок 5 – Схема поперечного сечения оболочки отсека

Исследование прочности гибких обшивок проводилось в ряде грантов РФФИ и проектов Минобрнауки [5,98], в которых было показано, что 3D-армированные композитные обшивки могут быть реализованы на основе современных способов изготовления и обеспечить низкие концентраторы напряжений в зоне их стыка с каркасом. При этом такие обшивки могут вносить вклад в восприятие продольных нагрузок до 15-20 % и сдвиговых – до 25-40 % по отношению к реберному каркасу, не создавая критических концентраторов в зоне стыка обшивок с реберным каркасом.

Результаты данных исследований были использованы при создании расчетных моделей сетчатых конструкций с нерегулярными структурами.

Значительная часть расчетных исследований, проведенных в диссертации, выполнены на основе разработанной автором диссертации методики по оценке жесткостных, прочностных и массовых характеристик отсеков крыла и фюзеляжа, имеющих структурную нерегулярность, обусловленную изменением углов спиральных ребер (рисунок 5), и другие типы нерегулярности сетчатой структуры, в частности типы нерегулярности, разработанные в АО «ЦНИИСМ» (рисунок 7). Методика сформирована на основе метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик сетчатой реберной структуры с уровнем внешнего нагружения. Разработка метода и методики были основными задачами диссертационной работы. Главы 2 и 3 посвящены их разработке и валидации.

Следует отметить, что в рамках разработанной методики помимо метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик сетчатой реберной структуры с уровнем внешнего нагружения могут быть использованы также методы формирования структурной нерегулярности, разработанные в рамках АО «ЦНИИСМ», по изменению длин продольных ребер для отсека фюзеляжа и изменению шага диагональных ребер в панелях крыла [99]. Однако, валидация этих методов в рамках разработанной методики и использование их для решения концептуальных и практических задач в рамках настоящей диссертации не проводились.

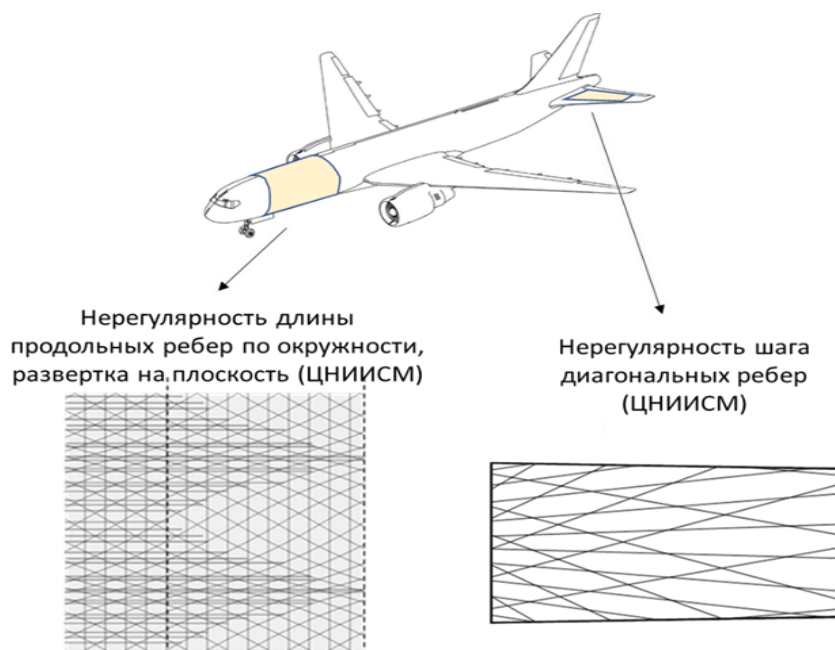


Рисунок 6 – Типы нерегулярности сетчатой структуры за счет изменения длины продольных ребер для отсека фюзеляжа и шага диагональных ребер для панели крыла

Исследования, проводимые в диссертации, были нацелены на получение лучших прочностных и жесткостных характеристик, за счет изменения угла спиральных ребер. В работе было показано, что такая вариация углов спиральных ребер может:

- повысить жесткостные характеристики удлиненных отсеков без дополнительных весовых затрат;
- обеспечить снижение веса конструкции при сохранении необходимых жесткостных параметров;
- повысить надежность конструкции за счет выравнивания уровня запасов прочности сетчатого каркаса отсеков и панелей и повышения минимального значения уровня.

Основной принцип обеспечения статической прочности, рассматриваемый в работе, состоит в том, что жесткий сетчатый каркас конструкции отсека (основные элементы которого

разработаны в диссертационной работе [91] и показаны на рисунке 8) воспринимает большую часть основных нагрузок на конструкцию и не должен получать структурных разрушений от внешних (ударных / климатических) воздействий для всего спектра ударных воздействий вплоть до предельного уровня. Предельный уровень воздействий определяется для конкретных зон.

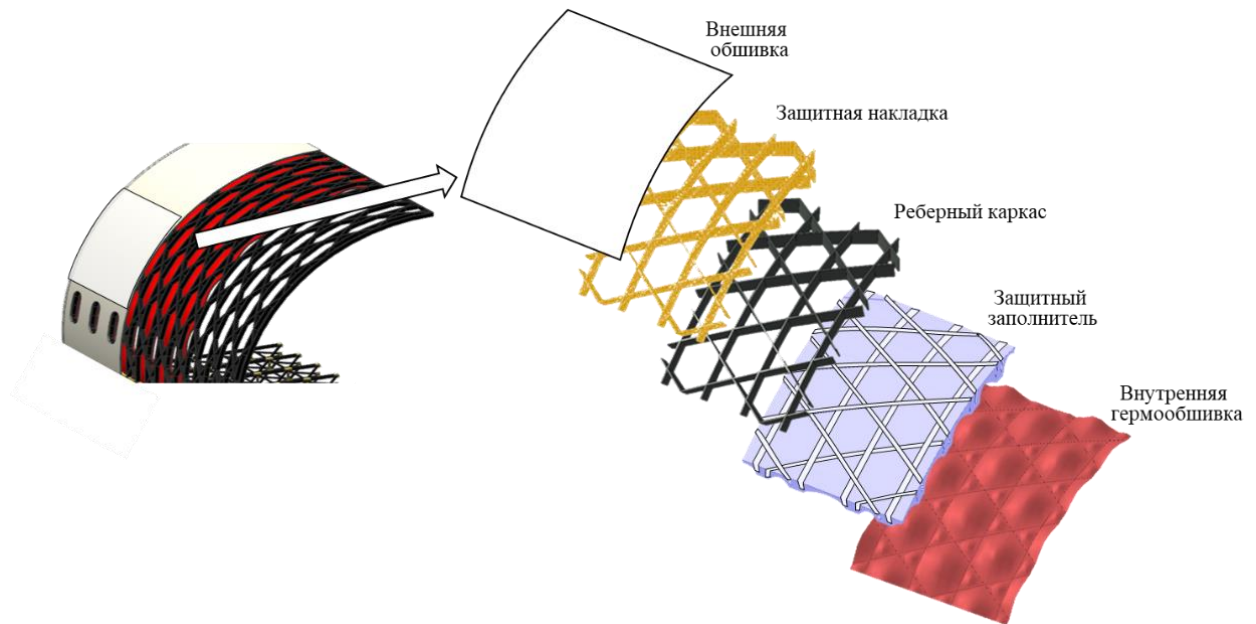


Рисунок 7 – Основные элементы сетчатой конструкции гермоотсека фюзеляжа

Другой базовый принцип обеспечения статической прочности, использованный в настоящей работе, состоит в том, что остальные силовые элементы отсека фюзеляжа играют в определенном смысле вспомогательную роль и не относятся к категории ответственных высоконагруженных элементов. Это эластичная обшивка, ударозащитные накладки и другие вспомогательные элементы, входящие в систему защиты реберного каркаса. Их целостность должна быть обеспечена для определённого уровня ударных и климатических воздействий, исходя из требований к прочностным и жесткостным характеристикам и экономическим требованиям. Данные элементы не являются ответственными, их разрушение не должно влиять на несущую способность конструкции до уровня расчетных нагрузок.

Такие принципы были приняты в рамках проекта НЦМУ «Сверхзвук» для обеспечения статической прочности композитных конструкций фюзеляжа сверхзвуковых пассажирских самолетов.

Исследования прочностных свойств 3D-армированных обшивок в гранте РФФИ «Пространственно армированная композитная структура прочных и эластичных обшивочных панелей для нового поколения авиаконструкций» [6] подтвердили их высокую ударостойкость и

позволили обосновать снижение веса каркасных конструкций с такими обшивками по сравнению с альтернативными вариантами.

На основе проведенных в данном проекте РФФИ исследований было обосновано на основе расчетных и экспериментальных исследований, что применение сетчатых конструкций на основе жесткого каркаса и эластичных 3D-армированных обшивок позволит для высоко нагруженных ответственных элементов:

1. Реализовать более высокий уровень допускаемых деформаций для элементов композитного силового каркаса (увеличение до двух раз по сравнению с элементами силовых конструкций типа «black metal»);

2. Обеспечить возможность эксплуатации конструкции с неповрежденными от ударных и климатических воздействий ответственных высоко нагруженных композитных элементов конструкции следствием чего будут более низкие затраты (стоимость и время) на мониторинг технического состояния, техническое обслуживание и ремонт конструкции, необходимые для поддержания летной годности самолета.

Другим важным следствием проведенных исследований 3D-армированных обшивок является то, что вес таких про-композитных конструкций отсеков может быть ниже веса отсеков типа «black metal» и традиционных металлических на 10-12 % при обеспечении полной защиты ответственных силовых элементов от ударных воздействий в диапазоне до 50 Дж для сетчатого фюзеляжа.

В настоящей работе ряд результатов, полученных в рамках вышеуказанных проектов, был использован при формировании условий обеспечения статической прочности для элементов сетчатого каркаса, а также при формировании расчетных моделей МКЭ.

Как было сказано выше, исследования прочности сетчатых авиаконструкций касались в основном регулярных структур. Такие конструкции имели лучшие весовые характеристики по сравнению с альтернативными вариантами, однако обладали рядом недостатков, в частности наличием избыточных запасов прочности и устойчивости. Появление конструкций, имеющих большие значения удлинений крыла и фюзеляжа, стало стимулом для улучшения сетчатых КСС за счет введения структурной нерегулярности без серьезных изменений схем сетчатого каркаса, т.е. без появления новых схем пересечения ребер и появления новых типов ребер, которые потребовали бы создания новых способов изготовления.

В диссертации также исследованы задачи по значительному снижению трудозатратности и времени выполнения комплексного прочностного анализа, которое возрастает из-за появления параметров нерегулярности.

Актуальность темы обусловлена

- Необходимостью разработки нового поколения конструкций пассажирских самолетов с лучшими техническими характеристиками и уровнем надежности и комфорта;
- Высоким потенциалом однонаправленных композитных структур к созданию на их основе нового поколения легких и надежных композитных конструкций для перспективных пассажирских самолетов;
- Появлением новых композитных сетчатых конструкций крыла и фюзеляжа, имеющих принципиальные отличия в обеспечении прочности и устойчивости;
- Значительным увеличением трудоемкости оценки статической прочности (и устойчивости) сетчатых КСС с нерегулярностью сетчатой реберной структуры.

Степень разработанности темы

Разработка композитных сетчатых конструкций проводилась в течение достаточно длительного времени российскими и зарубежными исследователями. Наибольших успехов в реализации данного типа конструкций добились отечественные разработчики и производители применительно к космическим аппаратам. Основные достижения в развитии современных методов расчета и проектирования сетчатых конструкций принадлежат И.Ф. Образцову, В.В. Васильеву, Разину А.Ф., Барынину В.А., Бабичеву А.А., В.А. Бунакову, А.В. Азарову, А.В. Лопатину, Бурнышевой Т.В. Исследования сетчатых структур проводятся в европейских аэрокосмических центрах CIRA (Италия) и DLR (Германия).

Конструкции гражданских космических сетчатых композитных отсеков, серийно производимые Центральным Научно-Исследовательским Институтом Специального Машиностроения (ЦНИИСМ), имеют вес ниже на 25-35 % по сравнению с металлическими аналогами. В ЦНИИСМ был также разработан демонстратор технологии для фюзеляжа самолета Ил-114. Позднее ЦАГИ совместно с ЦНИИСМ разработал ряд отсеков фюзеляжа СМС – демонстраторов прочности с регулярной сетчатой структурой, два из которых были изготовлены в ЦНИИСМ для испытаний по статической и малоцикловой прочности. Испытания подтвердили их высокие прочностные характеристики и позволили обосновать возможность снижения массы таких отсеков до 10-14 % по сравнению с металлическими и композитными аналогами, имеющими традиционную обшивочную КСС.

В течение последних пятнадцати лет разработка и создание легких и надежных композитных сетчатых отсеков и панелей с регулярной структурой для конструкций пассажирских самолетов стала предметом многих исследований в рамках российских и зарубежных научных проектов. В НЦМУ «Сверхзвук», который проводился с 2020 по 2025 г., начались исследования по развитию нерегулярных сетчатых структур отсеков фюзеляжа и панелей крыла.

Целью диссертационной работы является:

- Создание универсальной оперативной расчетной методики для оценки прочностных и жесткостных характеристик нерегулярных сетчатых отсеков крыла и фюзеляжа;
- Обоснование улучшения прочностных, жесткостных и массовых характеристик сетчатых отсеков планера за счет изменения угла спиральных ребер сетчатой структуры по длине и в поперечном направлении.

Решены следующие задачи:

- Разработан и апробирован метод гармонизации уровня запасов статической прочности с уровнем внешнего нагружения за счет изменения углов спиральных ребер в фюзеляже и крыле с учетом ограничений на прочностные и жесткостные характеристики.
- В рамках нового метода разработана и валидирована трехуровневая параметрическая модель по оценке прочности композитных сетчатых отсеков планера с регулярной и нерегулярной сетчатой структурой.
- Разработана новая оперативная методика и программный алгоритм на её основе для оценки жесткостных, прочностных и массовых характеристик композитных сетчатых отсеков со структурными реберными нерегулярностями.
- Разработаны процедуры и программные алгоритмы на их основе, обеспечивающие значительное снижение временных затрат при проведении оценки прочности нерегулярных сетчатых отсеков за счет использования специальной декомпозиции расчетных МКЭ моделей, используемых в рамках разработанного метода, и методики распараллеливания вычислительных потоков.
- Получены параметрические зависимости жесткостных, прочностных и массовых характеристик сетчатых отсеков планера от значений параметров реберной структуры, имеющей нерегулярности.

Научная новизна содержится в:

- Новом методе по гармонизации запасов статической прочности композитных сетчатых отсеков с уровнем внешнего нагружения за счет изменения углов спиральных ребер по длине и в поперечном направлении отсеков.
- Новой оперативной методике оценки статической прочности композитных сетчатых отсеков и панелей с нерегулярной структурой.
- Полученных параметрических зависимостях влияния параметров нерегулярности на прочностные характеристики композитных сетчатых отсеков крыла и фюзеляжа.
- Созданном заделе, расширяющем область значений рациональных параметров сетчатой структуры, обладающей высокими прочностными и жесткостными характеристиками и низким

весом для композитной конструкции цилиндрического отсека фюзеляжа и панелей крыла перспективных пассажирских самолета.

Практическая значимость работы заключается в том, что:

- Разработанный алгоритм, позволяющий значительно увеличить быстродействие вычислительных процедур, обеспечил практическую возможность осуществить трудоемкую комплексную оценку статической прочности нерегулярных сетчатых конструкций в рамках приемлемого временного интервала.

- Разработанные алгоритмы и программное обеспечение были успешно использованы в ряде исследований конструкций перспективных пассажирских самолетов в проектах, организованных Минпромторгом и Минобрнауки, включая НЦМУ «Сверхзвук».

- Полученные в диссертации результаты исследований были внедрены в АО «ЦНИИСМ» и КНИТУ-КАИ, включая программный алгоритм анализа прочности и оптимизации отсеков с сетчатой нерегулярностью.

- На основе результатов исследований статической прочности композитных конструкций фюзеляжа с нерегулярной сетчатой структурой сформирован научно-технический задел, который будет использован при разработке ряда перспективных авиаконструкций.

Методология и метод исследования: используется методология анализа прочности авиационных конструкций, разработанная и применяемая в ЦАГИ для всех уровней моделирования конструкции планера.

Достоверность результатов, полученных в диссертационной работе, подтверждается тем, что разработанные метод и методика прошли успешную апробацию в процессе решения ряда концептуальных и практических задач по оценке статической прочности, а используемые в них многоуровневые модели прошли успешную валидацию в рамках сравнительного анализа с результатами экспериментальных тестирований оболочек и панелей с сетчатой структурой.

На защиту выносятся:

- Новый метод гармонизации запасов прочности и устойчивости сетчатых композитных отсеков планера за счет изменения угла спиральных ребер по длине и в поперечном направлении отсека;

- Новая методика и программный алгоритм на его основе для оценки статической прочности сетчатых композитных отсеков фюзеляжа и панелей крыла с регулярной и нерегулярной композитной сетчатой структурой на основе многоуровневых автоматизированных параметрических МКЭ моделей;

- Программный алгоритм, позволяющий значительно ускорить процедуру вычислений прочностных, жесткостных и массовых характеристик отсеков и панелей за счет использования

разработанной процедуры распараллеливания расчетных потоков и особенностей структуры многоуровневых прочностных моделей;

- Параметрические зависимости прочностных, жесткостных и массовых характеристик сетчатых отсеков от изменения угла спиральных ребер по длине и в поперечном направлении отсека;

- Результаты численных исследований по оценке прочностных, жесткостных и массовых характеристик нерегулярных сетчатых отсеков в составе планера перспективных сверхзвуковых и дозвуковых пассажирских самолетов.

Личный вклад автора: Изложенные в диссертации результаты получены либо лично автором, либо с его определяющим участием в выборе концепции нерегулярных сетчатых структур, выборе методики решения задач прочности и оптимизации процессов обеспечения прочности.

Соответствие паспорту специальности. Содержание диссертации полностью соответствует следующим областям исследований, указанным в паспорте специальности 2.5.14.:

1. Методы определения внешних силовых нагрузок, действующих на объекты авиационной техники.

2. Обеспечение прочности объектов авиационной техники на основе современных аналитических и численных методов в условиях стационарных внешних воздействий.

6. Оптимизация процессов обеспечения прочности летательных аппаратов.

Публикации

По теме диссертационной работы опубликовано 10 печатных работ, из которых 3 работы опубликованы в изданиях, входящих в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий ВАК по специальности 2.5.14., 2 работы – в изданиях, индексируемых Scopus (Q2).

Апробация работы

Основные результаты работы опубликованы доложены на 5 отраслевых, всероссийских и международных конференциях. Зарегистрирована одна программа для ЭВМ, получены 2 акта о внедрении программы и 2 акта о внедрении результатов диссертационной работы.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы из 101 наименований. Работа содержит 108 страниц печатного текста, 75 рисунков и 11 таблиц.

1 Выбор рациональных направлений исследований

1.1 Анализ критических особенностей обеспечения прочности сетчатых композитных конструкций планера

Сетчатые конструкции уже в течение длительного времени находят применение в гражданском строительстве и космической отрасли. Одной из первых конструкций на основе сетчатой КСС является конструкция арочного моста, разработанная И.П. Кулибиным [10], а первым широко известным примером применения является гиперболоидная сетчатая оболочка В.Г. Шухова [11]. В настоящее время каркасные КСС широко используются в строительных конструкциях [12], примерами таких конструкций являются телебашня в г. Гуанчжоу (Китай) [13] и башня Мэри-Экс в Лондоне [14]. Одним из первых примеров применения сетчатой КСС в авиастроении является металлическая конструкция бомбардировщика Wickers Wellington [15]. Благодаря многосвязной КСС была обеспечена высокая боевая живучесть самолета.

В аэрокосмической отрасли начальная разработка сетчатых конструкций осуществлялась на основе изогридных конструкций, разработанных в NASA и изготавливаемых из металла путем фрезеровки [16, 17]. Использование треугольных элементов позволяло создать квазиизотропную структуру с высокими значениями осевой жесткости.

С появлением полимерных композиционных материалов на основе углеродных волокон в 1970-е начались исследования по созданию композитных однонаправленных сетчатых КСС. Существенный вклад в разработку первых сетчатых композитных КСС в СССР внес В.В. Васильев [18], в США - A.D. Reddy [19]. В дальнейшем разработке сетчатых структур для космической отрасли были посвящены работы В.В. Васильева [20], В.А. Бунакова [21], G. Totaro [22], Z. Gurdal [23], T.E. Meink [24], S. Huybrechts [25, 26], J.L. Koury [27], H.J. Chen [30] и др. За последние годы на данную тематику защищены диссертационные работы [28, 29, 64, 69, 89, 34]. Параллельно с развитием сетчатых конструкций развивались и способы их моделирования. К настоящему времени модели сетчатых структур условно разделяются на континуальные и дискретные. В рамках континуальной модели сетчатая конструкция сводится к однородной анизотропной оболочке, свойства которой зависят от параметров сетчатой структуры. Такие модели используются в основном при анализе жесткостных и прочностных характеристик, как правило, на начальных этапах проектирования сетчатых конструкций. Данные методы удобны и оперативны и не требуют больших вычислительных ресурсов. Они позволяют определять значения параметров прочности и производить предварительную оценку веса в рамках непрерывных аналитических функций. Однако в рамках таких моделей затруднителен учет особенностей конструкции в зонах, где происходит нарушение и изменение регулярности сетки. Примером такой модели может быть континуальная модель сетчатой структуры, разработанная в работе Г.И. Пшеничнова [2]. Континуальные модели

различного уровня сложности были использованы для расчета сетчатых конструкций в отечественных работах [31-34] и за рубежом [35-38].

В рамках дискретных моделей на основе МКЭ становится возможным повысить точность вычислений прочностных, жесткостных и массовых характеристик сетчатых конструкций и учесть локальные прочностные особенности. Это особенно важно для анализа сетчатых структур с различными нерегулярностями. Однако, использование МКЭ моделей повышает трудоемкость вычислений, которая зависит от разных факторов, в том числе от размерности МКЭ модели. Расчетным исследованиям сетчатых конструкций с использованием МКЭ моделирования посвящены работы [39-42, 91].

В настоящее время используются параметрические МКЭ модели, позволяющие снизить трудоемкость вычислительных процедур, включая процедуру комплексного анализа прочности и выбора рациональных значений параметров сетчатой структуры, и обеспечить лучшие прочностные решения, реализация которых позволила достигнуть снижения веса отдельных отсеков космических аппаратов до 40 % (Рисунок 8) [43, 44]. Однако, большинство конструкций, разработанных для космической индустрии, имеют регулярную сетчатую структуру, которая рациональна с точки зрения восприятия сжатия и чистого изгиба.

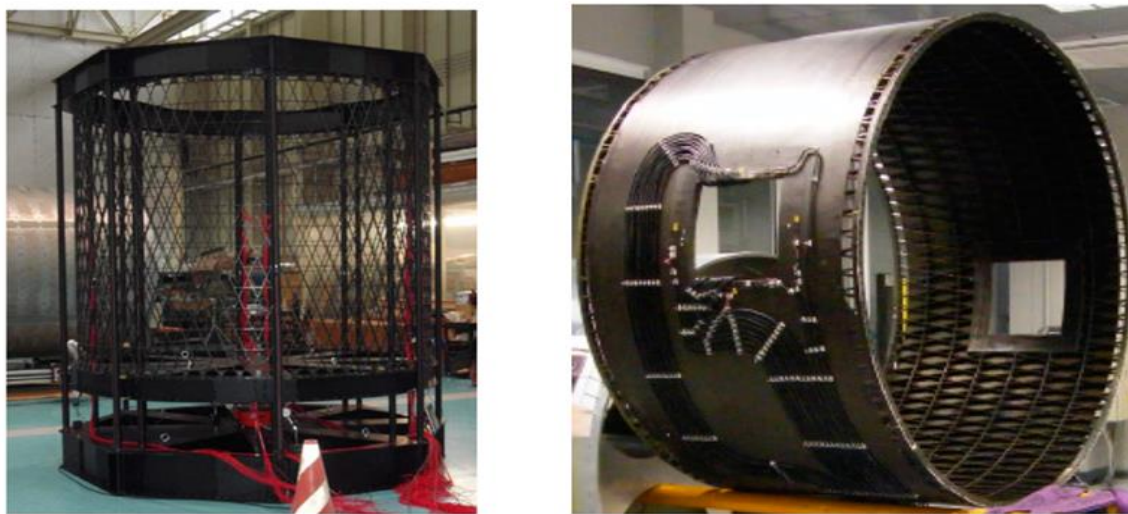


Рисунок 8 – Сетчатые композитные конструкции ракетных отсеков разработки JAXA, Япония (слева) и CIRA, Италия (справа)

Развитие сетчатых композитных конструкций для пассажирских самолетов началось с адаптации сетчатых конструкций к авиационным требованиям и ограничениям. В первую очередь, были исследованы новые условия нагружения сетчатых отсеков под действием изгибающих моментов и перерезывающих сил (наиболее характерных видов нагружения отсеков фюзеляжа и крыла) (Рисунок 9).

Основные факторы нагружения отсека фюзеляжа

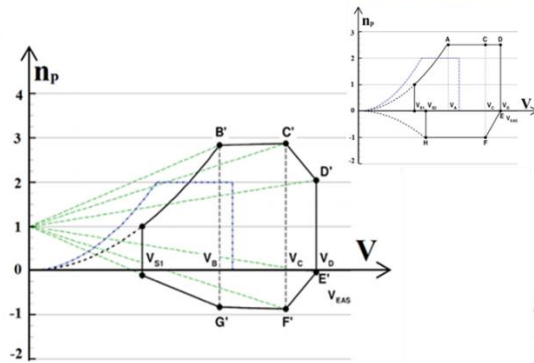


Схема нагружения сетчатой конструкции отсека фюзеляжа

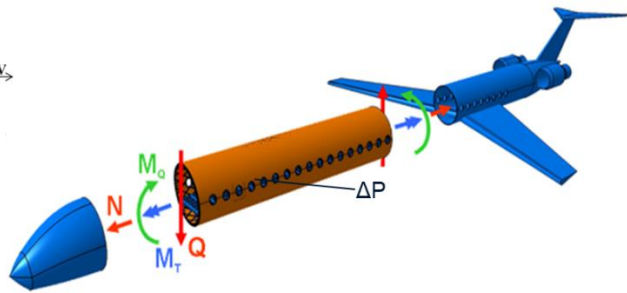


Рисунок 9 – Расчетная схема нагружения сетчатого отсека фюзеляжа в рамках проекта ALaSCA

Помимо этого, нагружение авиационных конструкций имеет еще ряд принципиальных отличий, заключающихся в большом количестве альтернативных случаев нагружения, влияющих на отдельные элементы конструкции, а также в необходимости учета ударных и климатических воздействий, которые в сочетании на длительном временном интервале могут значительно снизить прочностные характеристики за счет деградации свойств связующего в ответственных силовых элемента каркаса.

К настоящему времени как в России, так и за рубежом выполнен достаточно большой объем исследований по данной тематике. В проектах «FP7 ALaSCA», «FP7 PoLaRBEAR», «КМ Фюзеляж», проведенных ЦАГИ совместно с ЦНИИСМ и рядом ведущих российских и европейских научных центров, университетов и авиационных фирм было показано, что композитные сетчатые отсеки, проектируемые по нормам и требованиям гражданского самолетостроения, могут иметь лучшие прочностные характеристики, позволяющие снизить вес данных отсеков фюзеляжа до 12-15 % по сравнению с металлическими аналогами и до 11-14 % по сравнению с отсеками типа “Black metal”. В данном проекте рассматривались лишь регулярные сетчатые структуры. Здесь рассматривались только нерегулярности следующего порядка, такие как вырезы под иллюминаторы и появление дополнительных продольных ребер, изменяющихся по окружности, при этом реберная структура кольцевых и спиральных ребер не менялась по длине отсека. В более поздних работах стали рассматриваться композитные сетчатые каркасы, интегрированные с системой эластичных обшивок (вместо жестких обшивок, как это было в проекте ALaSCA). Данные работы проводились в рамках проекта РФФИ «Пространственно армированная композитная структура прочных и эластичных обшивочных панелей для нового поколения авиаконструкций», где было показано, что 3D-армированная обшивка совместно с жестким каркасом позволяет реализовать несколько положительных синергетических эффектов по:

- обеспечению ударной прочности ребер в нормированном диапазоне ударных воздействий;

- значительному снижению уровней концентраций в зоне сочленения обшивки с реберным каркасом (снижение уровня концентраций на локальном уровне);
- большая устойчивость к деградации под воздействием климатических факторов.

При этом эластичные 3D-армированные обшивки эффективно (с минимальными разрушениями) воспринимают ударные воздействия за счет использования более вязких связующих для её изготовления и переплетения волокон. Данная КСС (жесткий каркас + система эластичных обшивок) позволила обеспечить прочность при ударных воздействиях и сохранить лучшие весовые характеристики (по отношению к металлическим и композитным обшивочным КСС до 10-12 %). При этом доля обшивки в массе конструкции отсека может составить от 35 до 45 %, а масса сетчатого каркаса соответственно 55-65 %. Что касается жесткостных характеристик, то для такой КСС вклад обшивки в изгибную жесткость отсека может составлять 15-20 %, а вклад в крутильную жесткость – до 25 %. Относительно небольшой вклад обшивки в жесткостные характеристики позволяет исключить её из расчетов по оценке местной прочности и устойчивости и сформировать адекватный редукционный коэффициент для учета ее для общего НДС и общей устойчивости.

В настоящее время, одним из существенных недостатков сетчатых отсеков конструкции планера пассажирского самолета остается избыточная прочность в сечениях отсеков крыла и фюзеляжа, обусловленная постоянством свойств сетчатой структуры по размаху крыла и длине фюзеляжа (Рисунок 10).

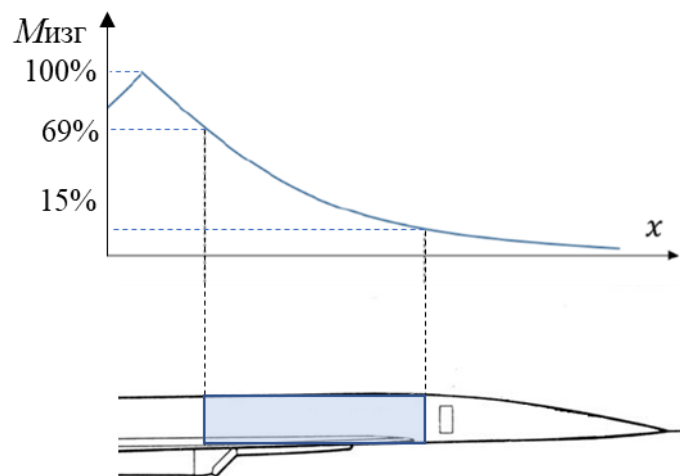


Рисунок 10 – Изменение изгибающего момента вдоль оси фюзеляжа пассажирского самолета исследованного в рамках НЦМУ «Сверхзвук»

Такой характер нагружения конструкции под действием изгибающего момента приводит к появлению избыточных запасов прочности, которые невозможно реализовать для снижения массовых характеристик отсека и изменения жесткостных характеристик в рамках регулярных сетчатых структур. Такой недостаток регулярных сетчатых структур особенно проявляется для

удлиненных отсеков фюзеляжа/панелей крыла, однако и для отсеков с меньшим удлинением возникают избыточные запасы по статической прочности и устойчивости (рисунки 12).

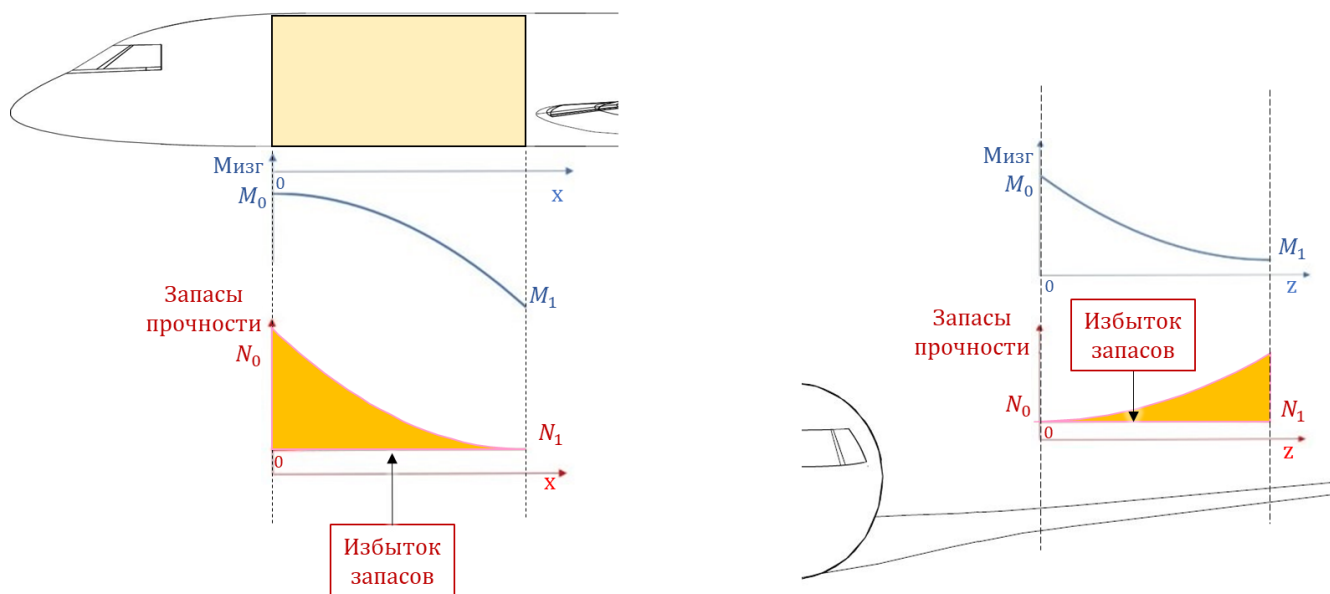


Рисунок 11 – Иллюстрация избыточных запасов по статической прочности по длине отсека фюзеляжа и по размаху крыла для типового среднемагистрального самолета

На рисунке 13 показана конструкция отсека, имеющая структурную нерегулярность за счет включения в нее продольных ребер переменной длины, сочлененная с регулярной реберной структурой.



Рисунок 12 – Сетчатые композитные отсеки с альтернативными КСС

Попытки решения задачи по созданию структурной нерегулярности удлиненных отсеков рассматривались в работах за счет секционирования удлиненного отсека на более короткие. Такая задача рассматривалась в работе [101] (Рисунок 13). Оценочные расчеты, проведенные в работе, показали, что такая схема членения может обеспечить некоторый выигрыш в весе, однако при этом конструкция значительно усложняется и требует проведения более тщательной оценки прочностных и массовых характеристик стыков.

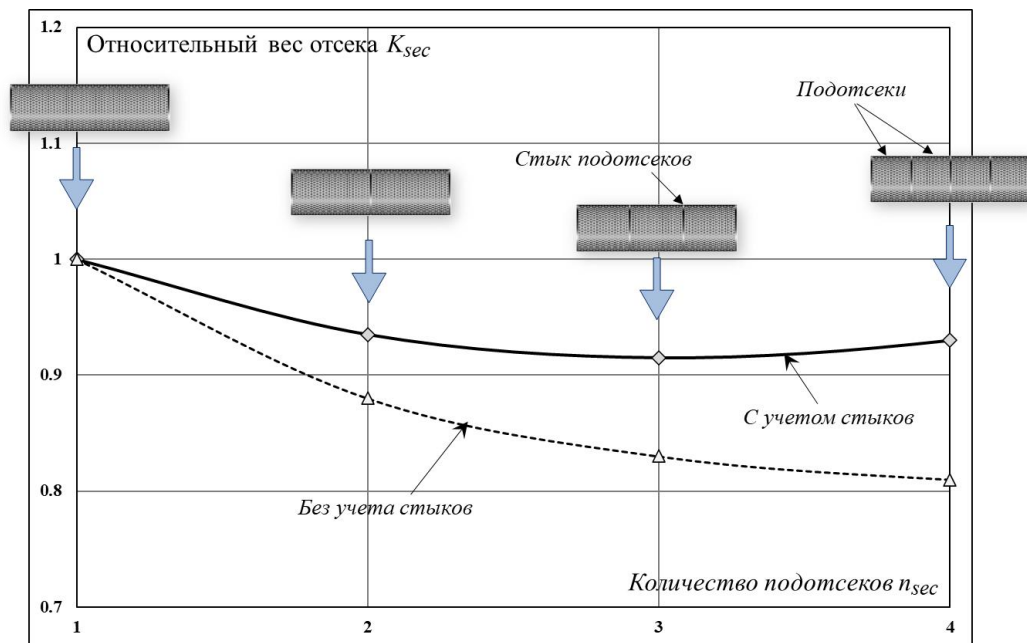


Рисунок 13 – Зависимость веса отсека от количества подотсеков

Настоящая диссертационная работа нацелена на снижение уровня избыточных запасов статической прочности и устойчивости за счет создания «рациональной» нерегулярности структуры сетчатого каркаса на основе изменения угла спиральных ребер по длине и окружности отсека фюзеляжа и по длине и поперечному направлению панели крыла. Выбор такого подхода обусловлен проведением ряда расчетных исследований [62, 63] по созданию структурной нерегулярности сетчатых каркасов, а также результатами экспериментов отсеков и панелей с структурной нерегулярностью.

Предлагаемый вариант нерегулярности сетчатого каркаса может обеспечить снижение избыточных запасов прочности без создания перестыковочных шпангоутов. Т.е. он позволяет перейти от дискретного изменения угла спиральных ребер к непрерывному, что позволяет не только обойтись без шпангоутов, но и получить лучшее прочностное решение за счет исключения концентраторов напряжений в зоне перестыковок.

Кроме того, как уже было указано во введении, конструкция такого типа может быть изготовлена в рамках существующих способов изготовления, без прерывания армирующих слоев, что позволяет обеспечить лучшие прочностные характеристики структуры, снизив неизбежные концентрации напряжений на микро-, мезо- и локальном уровне в зоне разрыва волокон. Для такой конструкции разработаны не только способы обеспечения её ударной прочности, но и рациональные способы сочленения как с аналогичными сетчатыми отсеками, так и с отсеками других КСС, включая металлические и композитные обшивочные КСС.

1.2 Формирование расчетных условий прочности для сетчатых отсеков фюзеляжа и крыла, имеющих структурные нерегулярности

Разработка схем структурной нерегулярности сопряжена с трудностями, обусловленными рядом ограничений, связанных с изготовлением авиаконструкций с подобными структурами в рамках существующих способов изготовления с принципами работы сетчатых конструкций и технологическими ограничениями. Помимо этого, существуют еще ряд ограничений, связанных с недостатком прочности и деформативности современных компонентов композиционных материалов. По этой причине ряд топологических решений сложно или практически невозможно реализовать в рамках конкретных КСС. К таким решениям относятся разворот волокон в узлах пересечения ребер или разделение ребер на составные части. Предлагаемый в работе метод гармонизации основан на создании нерегулярной сетчатой структуры за счет изменения угла спиральных ребер по длине или по окружности отсеков фюзеляжа (по поперечному направлению для отсеков/панелей крыла) (Рисунок 4).

Такой вид нерегулярности не вносит критических изменений в схему сетчатой структуры, а только деформирует, что позволяет практически реализация (изготовление) конструкций данной структуры на основе способов, разработанных для регулярных структур.

Рассматриваемая в рамках нового метода структурная нерегулярность формируется на основе разработанной ранее в работах [1,69] топологической схемы формирования реберного каркаса, которая была предметом исследования в работе [91] по созданию для нее автоматизированного алгоритма по оценке прочностных и жесткостных характеристик сетчатого каркаса. На рисунке (Рисунок 14) показана трехуровневая декомпозиция конструкции сетчатого фюзеляжа с регулярной структурой, которая строилась на основе масштабирования вдоль и по окружности фюзеляжа, посредством элементарной ячейки, состоящей из продольных, поперечных и спиральных ребер.

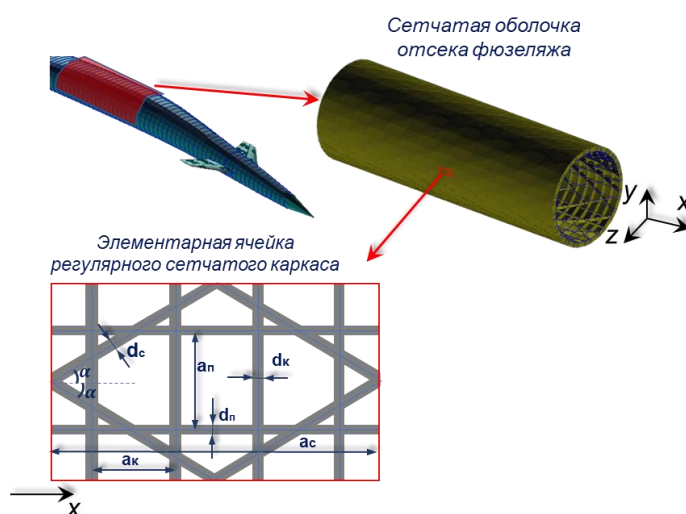


Рисунок 14 – Основные параметры регулярной сетчатой структуры

В настоящей работе количество параметров увеличивается за счет того, что угол спиральных ребер описывается не одним параметром, а целым набором соответствующих параметров, что приводит к увеличению трудоемкости вычислений не только за счет увеличения количества изменяемых параметров, но и за счет вариативности расчетных схем для расчета фрагментов конструкций или отдельных ребер на локальном уровне.

Еще одним негативным фактором является увеличение количества альтернативных вариантов сетчатых структур, которые необходимо исследовать для оценки прочностных, жесткостных и массовых характеристик в процессе параметрического анализа. Кроме того, по сравнению с регулярными сетчатыми структурами, увеличивается вычислительная сложность при оценке запасов прочности и устойчивости из-за увеличения зоны конструкции, для которой необходимо проводить данные оценки. Для нерегулярных структур зоны конструкций с избыточными запасами прочности увеличиваются, что приводит к необходимости проверки большего количества фрагментов конструкции.

Изменение жесткостных характеристик по длине фюзеляжа или размаху крыла требует более точной оценки влияния таких изменений на внешние нагрузки, действующие на конструкцию планера, поскольку при формировании нагрузок будет практически невозможно использовать задел, накопленный по регулярным сетчатым структурам, позволяющий упростить процедуру расчета внешних аэродинамических нагрузок на конструкцию крыла и фюзеляжа. По этой причине, для формирования нагрузок на отдельные сетчатые отсеки со структурной нерегулярностью необходимо производить прямые расчеты в зависимости аэродинамических нагрузок от жесткостных характеристик конструкции планера, т.е. необходимо формировать расчетные модели всей конструкции планера.

1.3 Формирование структуры метода гармонизации прочностных характеристик

Процедура оценки прочности высоконагруженных композитных конструкций требует существенно больших вычислительных, чем для оценки прочности металлических конструкций из-за особенностей внутренней структуры слоистых КМ и их прочностных характеристик, к которым относятся гетерогенность КМ, существенное различие прочностных и жесткостных свойств армирующих волокон и связующего, низкие деформационные свойства связующих. Указанные проблемы ведут к появлению множественных концентраций напряжений в связующем на микроуровне и развитию микроповреждений уже при низком уровне нагружения, к низкой ударной прочности, к влиянию концентраторов напряжений на большую часть конструкции и т.д. По этой причине для анализа прочности композитных конструкций необходимо их моделирование с детализацией как на макро-, так и на микроуровне, а также решение задач прочности с учетом внутренних повреждений КМ. При подходе к решению данной задачи в рамках единой МКЭ модели структурного элемента, на котором возможно

поставить корректные граничные условия вычислительная сложность превышает возможности современных ЭВМ. Прогресс вычислительной техники позволил на порядки повысить скорость расчета и, соответственно, возможности для анализа, но асимптотическая сложность алгоритмов, используемых в процессе решения имеет степенную зависимость [53, 54] по количеству степеней свободы в модели и решение ряда задач требует значительного количества времени. Использование анализа прочности в рамках параметрического анализа или оптимизационных процедур увеличивает это время еще на порядки, что представляет принципиальную сложность для возможности решения таких задач.

В качестве меры для уменьшения требуемых вычислительных ресурсов традиционно используются различного рода методы декомпозиции. Существует два подхода к декомпозиции - Декомпозиция по областям (в англоязычной литературе *domain decomposition*) – это декомпозиция одной МКЭ модели на «подсети», при которой часть расчетных процедур передается узлам распараллеленной системы [55, 56]. Другой подход, к которому относится методика, используемая в данной работе, – декомпозиция по уровням детализации - заключается в использовании иерархии структуры модели. Данный метод обеспечивает высокую скорость при распараллеливании благодаря разбиению на независимые модели, при этом временная сложность падает пропорционально количеству подмоделей с некоторым степенным показателем, зависящим от вычислительного метода [57, 58].

Методы декомпозиции в при анализе и оптимизации конструкций развиваются в рамках отечественных [45-47] и зарубежных школ [48, 49]. Применительно к композитным конструкциям методы декомпозиции применяются в работах, связанных с выбором конфигурации слоев в пакете [50, 51]. В случае с сетчатыми конструкциями разработка методов декомпозиции должна происходить с учетом специфики обеспечения их прочности и способов восприятия силовых факторов. При этом должна обеспечиваться требуемая точность и скорость работы. В данной работе предложены новые принципы формирования алгоритма для оценки прочности силовых композитных конструкций на основе нового подхода, сформированного в ЦАГИ для проектирования нетрадиционных композитных конструкций. Реализация предложенных принципов позволила существенно снизить трудоемкость оценки прочности для силовых композитных конструкций.

Основной принцип нового подхода к оценке прочности перспективных композитных авиаконструкций заключается в формировании многоуровневого представления конструкции планера ЛА на основе специализированной базы данных для:

- формирования расчетных КЭ моделей конструкции с различными уровнями детализации,
- обеспечения надежной передачи данных между расчетными моделями.

Реализация указанных выше принципов создания нового алгоритма, позволила обеспечить корректную и оперативную оценку прочности композитных конструкций, как с традиционными, так и с нетрадиционными КСС и компоновочными схемами ЛА.

1.4 Разработка процедур распараллеливания вычислительных процессов для кластера многоядерных ЭВМ в соответствии со структурной многоуровневой декомпозиции прочностной КЭ модели

При проведении параметрических расчетов и оптимизационных процедур с использованием численных методов важнейшим фактором становится необходимость соблюдения компромисса между возможной точностью и требуемым для проведения расчетных процедур временем. Данный компромисс должен достигаться как со стороны улучшения вычислительной рациональности используемой модели, так и со стороны эффективного использования вычислительных ресурсов при решении задачи. В соответствии с описанными в предыдущем параграфе принципами, уменьшение требований к ресурсам достигается путем создания рациональной модели, использующей методы декомпозиции. Однако одних только этих мер может быть недостаточно для решения исследовательских задач, включающих параметрический анализ, поэтому для дальнейшего значительного (на порядок и более) уменьшения временных затрат при вычислениях необходимо использовать распараллеливание вычислений. Использование данной меры повышения вычислительной эффективности естественным образом исходит из самой сути методов декомпозиции, при которых задача в процессе решения делится на независимые друг от друга подзадачи.

Существует два подхода к декомпозиции, на которых реализуются параллельные вычисления. Первое - декомпозиция по областям (в англоязычной литературе domain decomposition) - это декомпозиция одной МКЭ модели на «субдомены», при которой часть расчетных процедур передается узлам распараллеленной системы [55, 56], данный подход формулируется в общем виде и встроен в коммерческие решатели. Другой подход, к которому относится методика, используемая в данной работе, – декомпозиция по уровням детализации – является более эвристическим и заключается в использовании иерархии структуры моделируемого объекта. Данный метод обеспечивает высокую скорость при распараллеливании благодаря разбиению на независимые модели, при этом временная сложность падает пропорционально количеству подмоделей с некоторым степенным показателем, зависящим от вычислительного метода [57, 58].

Наиболее простым подходом для распараллеливания с точки зрения пользователя и разработчика в настоящее время является распараллеливание по ядрам одного компьютера, так как все ресурсы процессора находятся под управлением одной операционной системы. Однако развитие методов распараллеливания вычислительных задач происходило с другой стороны –

путем соединения независимых ЭВМ в одну сеть (кластеризации) [59], поскольку многоядерные процессоры вошли в обращение намного позже. В настоящее время распараллеливание возможно вести как в рамках одного ЭВМ, так и на кластере, что дает широкие возможности по масштабированию мощностей. Однако возможности по распараллеливанию, встроенные в ПО общего назначения, такие как Nastran, не всегда являются подходящими к задаче, и в случае создания специальных процедур декомпозиции под требования к конкретной задаче, необходимым становится и разработка специализированной процедуры, эффективно реализующей распараллеливание.

В рамках диссертации была разработана специализированная процедура распараллеливания для многоуровневой модели, которая позволяет максимизировать вычислительную мощность в соответствии с большим количеством ресурсоемких, но решаемых независимо задач, появляющихся в рамках выбранной процедуры многоуровневой декомпозиции (Рисунок 15).

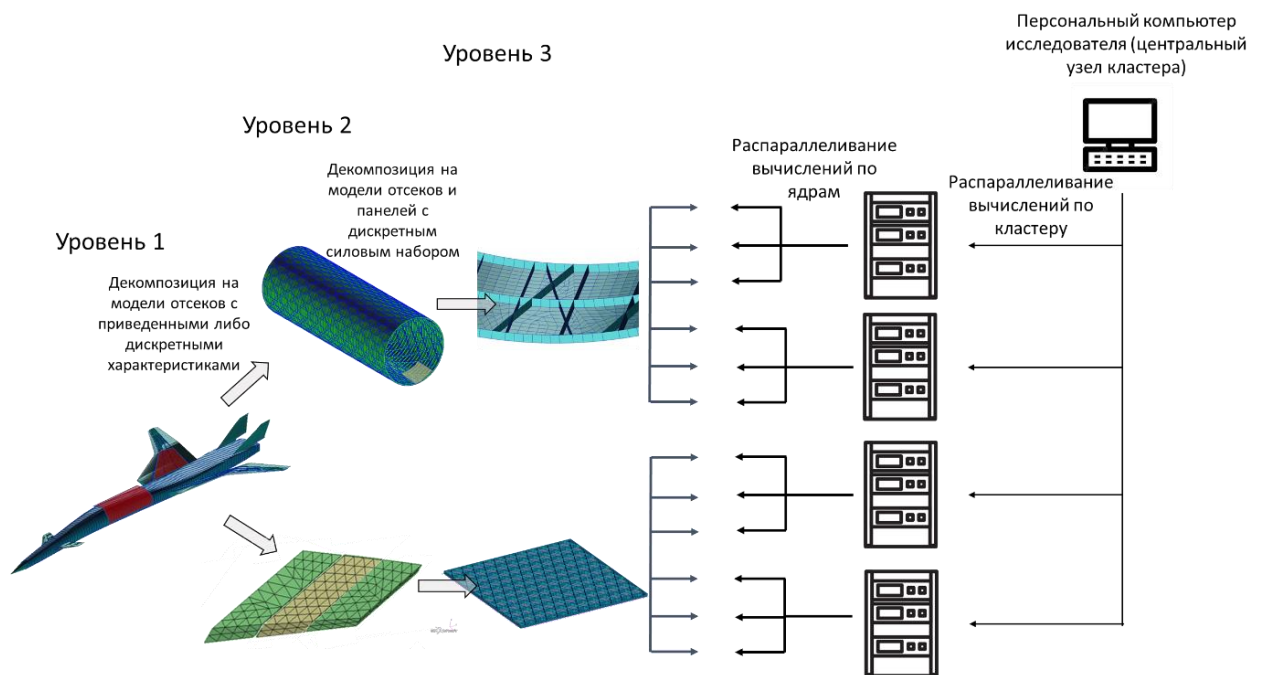


Рисунок 15 - Схема гармонизации вычислительных потоков со структурой прочностной модели планера

При разработке процедуры распараллеливания были сформированы следующие основные требования:

1. Возможность параллелизма по ядрам ЭВМ и по кластеру из независимых ЭВМ.
2. Универсальность – распределение задач по ЭВМ с различными версиями операционных систем через универсальные программные средства и протоколы обмена данными. Данное требование исходит из условий применения расчетных процедур. В практике анализ прочности производится в лабораториях и отделах, в которых нет доступа к специализированным

кластерам, однако имеются в наличии многоядерные ЭВМ, которые существенную часть времени не загружены вычислительными задачами. Связь между ними реализуется только в рамках высокоуровневого универсального программного обеспечения, основанного на сетевом взаимодействии.

3. Возможность адаптировать распределенную систему под анализ различных объектов с разными входными и выходными данными. В силу широкого спектра решаемых задач с различными типами моделируемых конструкций модели для анализа прочности создаются в виде отдельных программ, в которых реализован различный способ ввода-вывода и работы с файловой системой. Вычислительная система должна обеспечивать возможность взаимодействия с такими программами без необходимости переработки под каждую конкретную задачу.

4. Масштабируемость вычислительной системы для обеспечения роста производительности. Вычислительная система должна обеспечивать рост производительности при увеличении количества узлов без возникновения проблем с производительностью, связанных с накладными расходами на передачу или синхронизацию данных.

2 Разработка методического обеспечения для анализа прочностных и жесткостных характеристик сетчатых отсеков крыла и фюзеляжа со структурной нерегулярностью

2.1 Создание метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций с уровнем внешнего нагружения за счет изменения угла спиральных ребер по длине и в поперечном сечении

Как было показано в главе 1, несмотря на очевидные преимущества сетчатых регулярных структур в обеспечении прочностных и жесткостных характеристик, а как следствие и массовых характеристик, существенным недостатком регулярных структур становится появление избыточных запасов прочности недогруженной, что приводит к неэффективному использованию свойств материала и снижению весовой эффективности всей конструкции. Для реализации потенциала снижения веса авиаконструкции за счет применения сетчатых конструкций необходимо искать рациональные нерегулярные структуры силового реберного каркаса, позволяющие гармонизировать параметры реберного каркаса в соответствии с уровнем нагружения в разных зонах конструкции и тем самым снизить избытки запасов прочности.

Для решения данной проблемы в работе предложен метод гармонизации прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций с уровнем внешнего нагружения за счет изменения углов спиральных ребер в фюзеляже и крыле по продольной и поперечной координатам отсеков (в случае цилиндрического – на развертке).

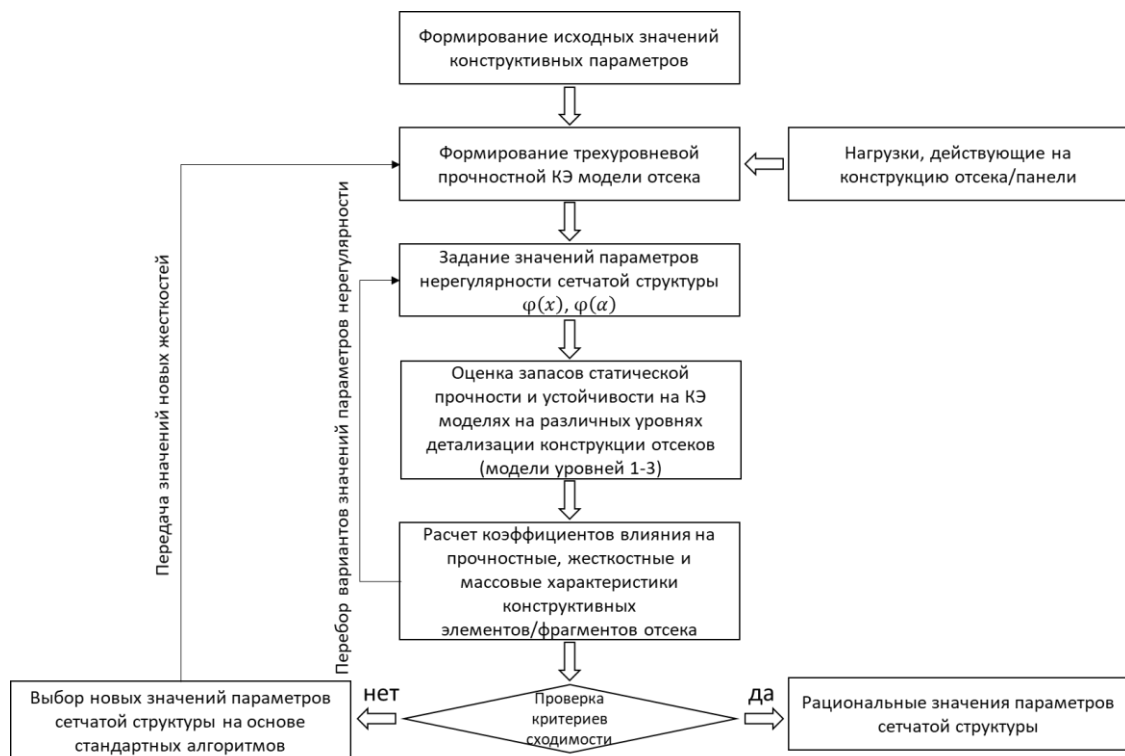


Рисунок 16 – Блок-схема метода гармонизации уровня запасов статической прочности с уровнем внешнего нагружения за счет изменения углов спиральных ребер

Данный метод основан на нахождении положительной синергии взаимодействия спиральных ребер с продольными и кольцевыми/поперечными за счет изменения их относительных углов по длине и в поперечном направлении отсеков. В рамках разработанного метода:

- сформирован список параметров типовой сетчатой конструкции отсеков крыла и фюзеляжа со структурной нерегулярностью, а также определены диапазоны допустимых значений для них;
- предложен и обоснован принцип построения трехуровневой расчетной прочностной конечно-элементной модели для оценки прочностных и жесткостных характеристик конструкции, запасов прочности и запасов общей и локальной устойчивости;
- сформированы основные расчетные условия и схемы нагружения конструкции и определен тип взаимодействия моделей конструкции, соответствующих различным уровням детализации;
- предложен алгоритм поиска рациональных значений параметров конструкции, позволяющих гармонизировать параметры реберного каркаса в соответствии с уровнем нагружения в разных зонах конструкции.

В качестве основы для создания прочностной параметрической МКЭ модели с нерегулярной сетчатой структурой был взят за основу и существенно модернизирован алгоритм ее построения для отсеков фюзеляжа, разработанный в диссертационной работе [91]. На рисунке (Рисунок 17) показана данная типовая реберная структура. В рамках данного автоматизированного алгоритма построения параметрической МКЭ модели реберная структура состоит из типового набора семейств ребер, имеющих различную ориентацию (как правило три семейства ребер): диагональные (спиральные), продольные и поперечные (кольцевые) ребра.

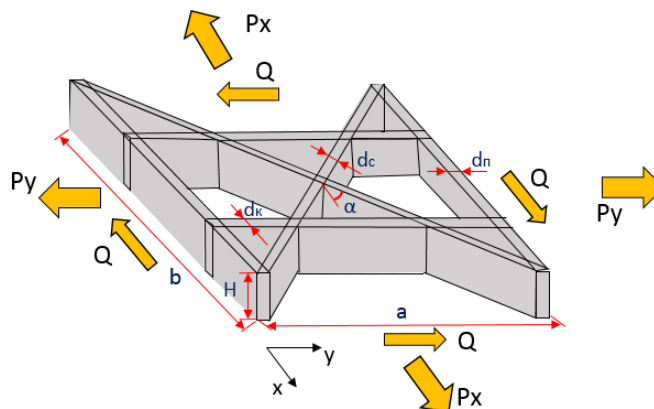


Рисунок 17 – Типовой фрагмент сетчатой КСС

Параметры, описывающие такую структуру, сводятся к параметрам топологии реберного каркаса и параметрам поперечных сечений ребер:

- Количество пар спиральных ребер
- Угол спиральных ребер
- Угол спиральных ребер верх/низ
- Угол спиральных ребер бок
- Угол спиральных ребер в корневой части отсека
- Угол спиральных ребер в концевой части отсека
- Толщина обшивки, h
- Высота ребер
- Толщина спирального ребра
- Толщина продольного ребра
- Толщина кольцевого ребра
- Количество пар диагональных ребер
- Угол спиральных ребер
- Угол спиральных ребер в корневой части отсека
- Угол спиральных ребер в концевой части отсека
- Шаг спиральных ребер в корневой части отсека
- Шаг спиральных ребер в концевой части отсека
- Толщина обшивки, h
- Высота ребер
- Толщина диагонального ребра
- Толщина продольного ребра
- Толщина кольцевого ребра

При задании нулевых значений для параметров нерегулярности модель будет соответствовать стандартной структуре регулярного реберного отсека.

Обобщенные жесткостные характеристики сетчатой структуры определяются в соответствии с континуальной моделью, описанной в [1] и уточненной с учетом изгиба ребер в плоскости сетчатой структуры в [61]. В общем случае при использовании в сетчатой структуре семейств ребер всех трех типов коэффициенты матрицы податливости по теории [1] вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned}
 A_{11} &= 2E\overline{\delta_\varphi}c^4 + E\overline{\delta_0}, & A_{12} &= A_{21} = A_{33} = 2E\overline{\delta_\varphi}c^2s^2 \\
 A_{22} &= 2E\overline{\delta_\varphi}s^4 + E\overline{\delta_{90}} \\
 A_{44} &= 2G\overline{\delta_\varphi}c^2 + G\overline{\delta_0}, & A_{55} &= 2G\overline{\delta_\varphi}s^2 + G\overline{\delta_{90}}
 \end{aligned}$$

где $A_{11}, A_{12}, A_{21}, A_{22}, A_{33}, A_{44}, A_{55}$ - коэффициенты жесткости условного однородного слоя, моделирующего сетчатую структуру;

E - модуль упругости материала ребер;

G - модуль сдвига материала ребер;

$\overline{\delta}_\varphi = \delta_\varphi / a_\varphi$ - относительная толщина сечения диагонального ребра;

$\overline{\delta}_{90} = \delta_{90} / a_{90}$ - относительная толщина сечения поперечного ребра;

$\overline{\delta}_0 = \delta_0 / a_0$ - относительная толщина сечения продольного ребра;

δ_φ - ширина сечения диагонального ребра;

δ_{90} - ширина сечения поперечного ребра;

δ_0 - ширина сечения продольного ребра;

a_φ - расстояние между диагональными ребрами (по нормали к их осям);

a_{90} - расстояние между поперечными ребрами;

a_0 - расстояние между продольными ребрами;

$c = \cos(\varphi)$ - косинус угла спиральных ребер;

$s = \sin(\varphi)$ - синус угла спиральных ребер;

φ - угол спиральных ребер по отношению к оси продольной оси.

Приведенные упругие характеристики ортотропного материала вычисляются по формулам:

$$E_1 = A_{11} - \frac{(A_{12})^2}{A_{22}}, \quad E_2 = A_{22} - \frac{(A_{12})^2}{A_{11}},$$

$$\nu_{12} = \frac{A_{12}}{A_{11}}, \quad \nu_{21} = \frac{A_{12}}{A_{22}}, \quad G_{12} = A_{33}$$

В случае с нерегулярными сетками угол спиральных ребер и шаг реберной сетки являются функциями координат.

$$\begin{cases} \varphi(\alpha) = \varphi_0 - (\varphi_0 - \varphi_1)(2\alpha/\pi)^n, \alpha \in [0; \pi/2], \\ \varphi(\alpha) = \varphi_1 - (\varphi_1 - \varphi_0)(2\alpha/\pi - 1)^n, \alpha \in [\pi/2; \pi], \end{cases}$$

$$\varphi(x) = \varphi_1 + (\varphi_0 - \varphi_1)(x/L_0)^n, x \in [0, L_0],$$

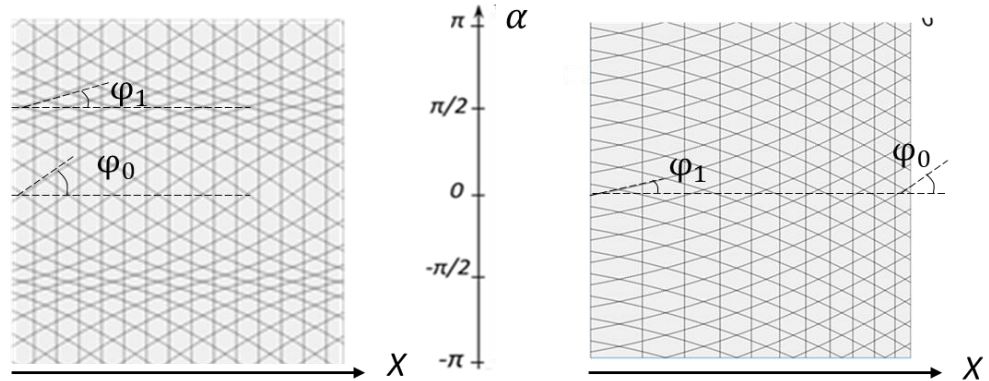


Рисунок 18 – Два типа нерегулярности в отсеке фюзеляжа

Для сетки цилиндрического отсека с нерегулярностью по окружности (тип 1) зависимость углов спиральных ребер по угловой координате отсека (Рисунок 18, слева) определяется как кусочно-степенная по угловой координате:

$$\begin{cases} \varphi(\alpha) = \varphi_0 - (\varphi_0 - \varphi_1)(2\alpha/\pi)^n, \alpha \in [0; \pi/2], \\ \varphi(\alpha) = \varphi_1 - (\varphi_1 - \varphi_0)(2\alpha/\pi - 1)^n, \alpha \in [\pi/2; \pi], \end{cases}$$

где φ_0 - угол спиральных ребер на боковых образующих отсека при $\alpha = 0$ и $\alpha = \pi$, φ_1 - угол спиральных ребер на верхней ($\alpha = \pi/2$) и нижней ($\alpha = -\pi/2$) образующих отсека, n – параметр нерегулярности. Сетчатая нерегулярная структура симметрична относительно вертикальной и горизонтальной плоскостей, проходящих через ось симметрии отсека. В данной работе рассмотрены приведенные зависимости при значении коэффициента $n = 1$, т.е. кусочно-линейные зависимости.

Для нерегулярности по углу спиральных ребер по продольной координате отсека (Рисунок 18, справа. Тип 2) зависимость угла спиральных ребер определяется как степенная функция продольной координаты:

$$\varphi(x) = \varphi_1 + (\varphi_0 - \varphi_1)(x/L_0)^n, \quad x \in [0, L_0],$$

где φ_0 – угол спиральных ребер в заднем сечении отсека при $x = 0$, φ_1 - угол спиральных ребер в переднем сечении отсека при $x = L_0$, L_0 – длина отсека, n – параметр нерегулярности, $\varphi_0 > \varphi_1$. На рисунке 19 приведены варианты возможных распределений углов спиральных ребер $\varphi(x)$ по продольной координате отсека с разными значениями параметра нерегулярности n .

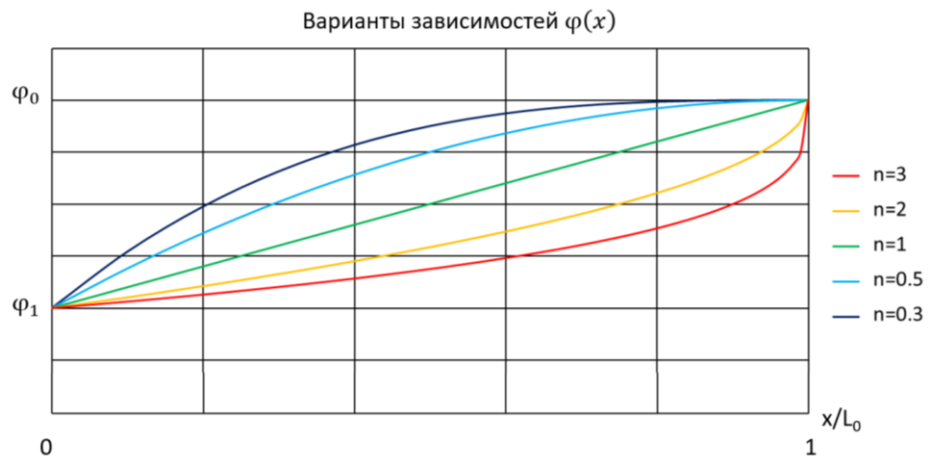


Рисунок 19 – Варианты возможных распределений углов спиральных ребер $\varphi(x)$ по продольной координате отсека, реализованных в рамках алгоритма

В данной работе исследован наиболее простой способ подобной нерегулярности - линейной зависимости угла спиральных ребер т.е. при значении коэффициента $n = 1$. Разработанный в рамках данного метода алгоритм построения МКЭ моделей позволяет использовать различные распределения значений углов спиральных ребер по длине и окружности отсека в соответствии с формулой, однако в рамках данной диссертации были исследованы МКЭ модели для нерегулярных сетчатых структур в панелях отсека крыла, описываемые уравнением, аналогичным типу 2 нерегулярности отсека фюзеляжа.

Разработанный метод гармонизации позволяет варьировать не только параметры геометрии сетки, но и остальные параметры топологии и сечений, как непрерывные, так и дискретные, и использовать различные алгоритмы выбора значений конструктивных параметров. В разработанном методе используются 3 вида алгоритмов, в зависимости от специфики задачи:

1. Метод последовательного квадратичного программирования [78, 79], относящийся к итерационным методам, основанным на производных. В данной работе использован алгоритм, разработанный Kraft D. [80] и распространяющийся с открытым исходным кодом в составе библиотеки Scipy.Optimize для Python.

2. Генетический алгоритм. Представляет собой эвристический метод поиска, основанный на принципах естественного отбора и генетики. Он работает с популяцией потенциальных решений, которые подвергаются операциям селекции, скрещивания и мутации для генерации новых, потенциально улучшенных решений. Подходит в случае наличия строго дискретных параметров (например, количество спиральных ребер на оболочке).

Использование ГА является распространенной практикой в поиске рациональных решений, связанных с композитными материалами [81, 82], в задачах междисциплинарного анализа [83, 84], поскольку для его применения не требуется вычисление градиентов функций.

3. Метод перебора. В случае решения задачи гармонизации с малым количеством дискретных параметров, и/или имеющих малое число возможных значений, рациональным является использование метода перебора. При этом область значений параметров Ω разбивается на непересекающиеся подобласти $\Omega = \bigcup_{i=1}^N \Omega_i$. внутри каждой подобласти Ω_i независимо решается локальная подзадача, затем решения сравниваются.

В рамках нового метода гармонизации помимо алгоритма построения описано назначение каждой из трех моделей соответствующего уровня.

2.2 Создание методики анализа прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций планера со структурными нерегулярностями

Для практической реализации разработанного метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций с уровнем внешнего нагружения за счет изменения угла спиральных ребер по длине и в поперечном сечении в рамках диссертационной работы была разработана методика анализа статической прочности сетчатых отсеков крыла и фюзеляжа со структурными нерегулярностями (Рисунок 20). Помимо нерегулярностей, разработанных в новом методе гармонизации, методика включала также и нерегулярности реберной структуры другого типа (рисунок 6), разработанные в ЦНИИСМ [99].

Для анализа прочности данных нерегулярностей также используются трехуровневые МКЭ модели.

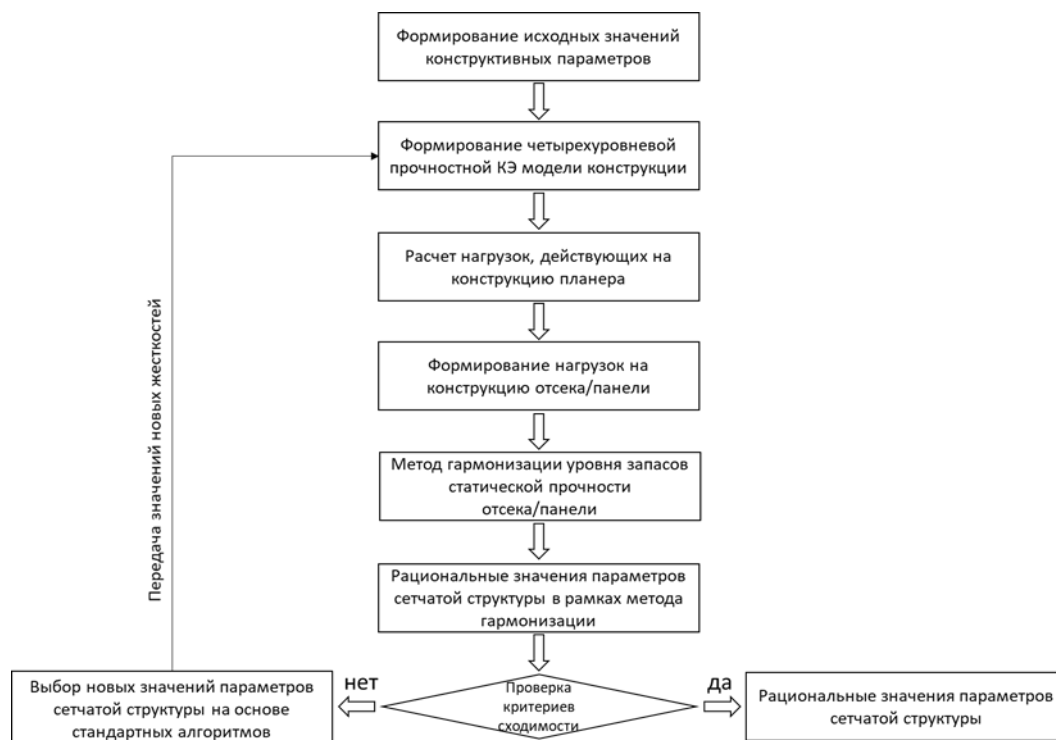


Рисунок 20 – Блок-схема методики анализа прочностных и жесткостных характеристик сетчатых конструкций планера со структурными нерегулярностями

Помимо процедуры формирования моделей трех уровней детализации в рамках методики заданы условия прочности, которые определяются на этих моделях и способ взаимодействия между моделями.

Принцип построения трехуровневой расчетной прочностной МКЭ модели строился на основе четырехуровневого подхода, разработанного в ЦАГИ [3], для анализа прочности оценки массы конструкции планера на начальных стадиях его разработки. Трехуровневая расчетная модель была интегрирована в программное обеспечение, основанное на использовании данного подхода.

Модель первого уровня необходима для анализа жесткостных характеристик отсека и оценки параметров общего напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции. При создании МКЭ модели отсеков первого уровня определяются жесткостные параметры сетчатой структуры, соответствующие центру каждого конечного элемента, и создает для данного конечного элемента (или группы конечных элементов, в центрах которых значения жесткостей совпадают) эти упругие характеристики (Рисунок 21).

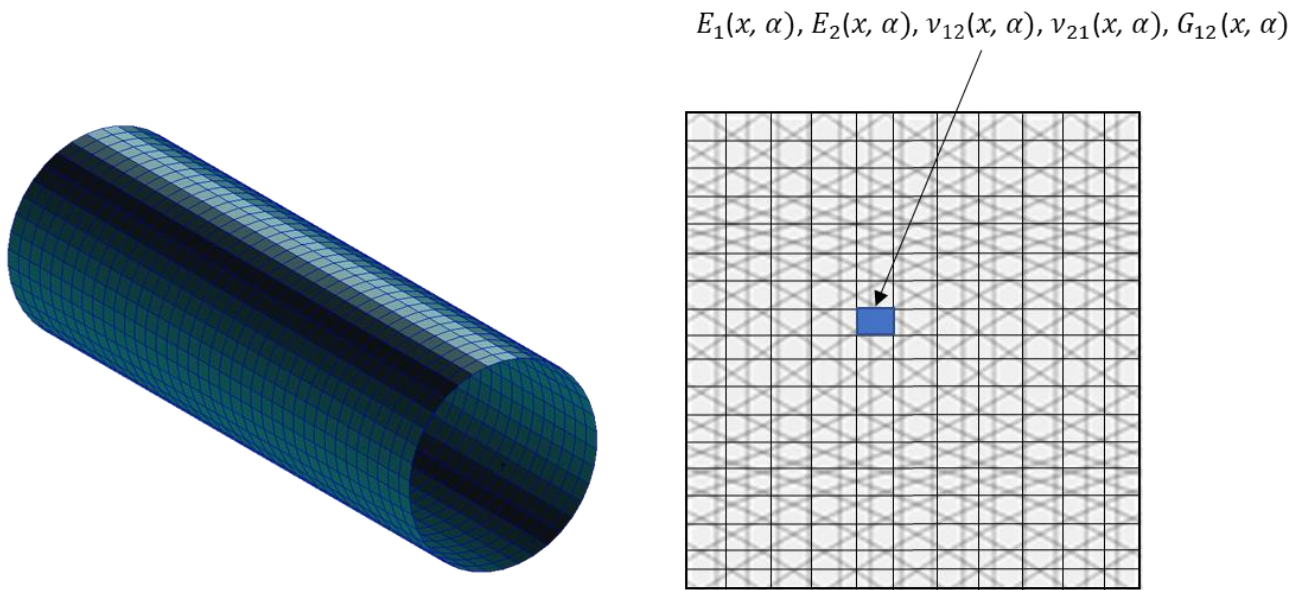


Рисунок 21 – МКЭ модель отсека фюзеляжа и задание характеристик нерегулярной сетки в упрощенную МКЭ модель с приведенными характеристиками

Модель второго уровня служит для анализа общей устойчивости и более детальной оценки параметров НДС. Благодаря локализации становится возможным уменьшить дискретность моделируемых объектов. Структура сетчатых отсеков фюзеляжа на этом уровне моделируется конструктивно-подобным образом с отдельным моделированием обшивки и ребер. Обшивка при этом моделируется оболочечными элементами, ребра – балочными. В моделях отсеков крыла отдельные пояса лонжеронов и нервюр моделируются обшивочными элементами, однако моделирование реберной (стрингерной) структуры на этом уровне отсутствует для обеспечения совместности узлов отдельных деталей отсека. На этом уровне происходит определение запасов общей устойчивости, и НДС отсеков. Характерный размер КЭ на данном уровне $\sim 0.05 - 0.2$ м.

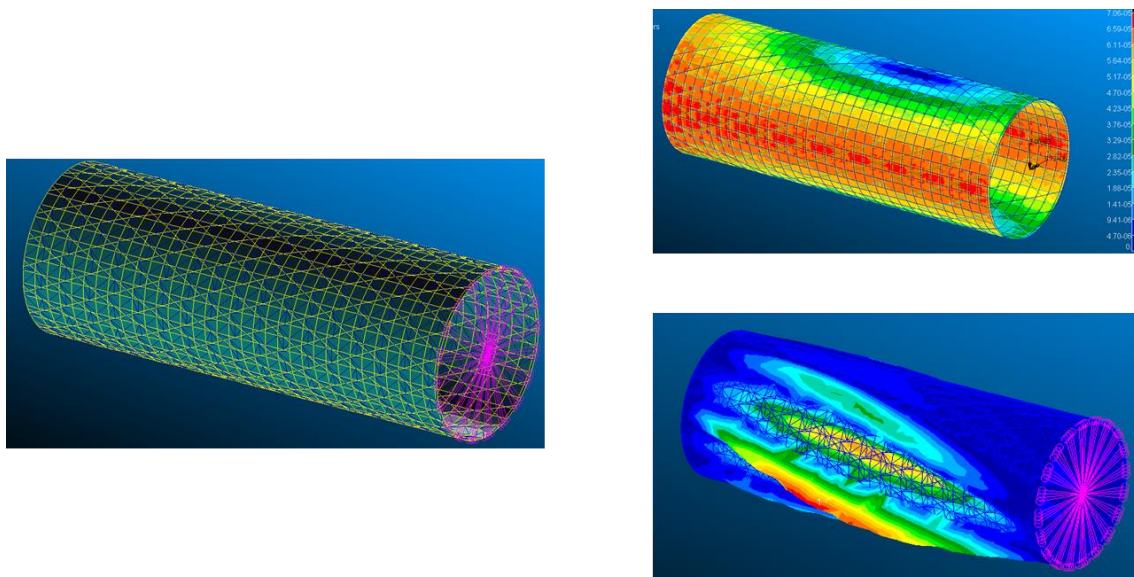


Рисунок 22 – МКЭ модель отсека фюзеляжа второго уровня

Модель третьего уровня необходима для определения запасов по местной устойчивости и уточненных параметров НДС. Модель третьего уровня позволяет моделировать отдельные зоны реберных отсеков фюзеляжа и отдельные детали отсеков. Данная модель строится из оболочечных элементов с низкой дискретностью ($\sim 0.005 - 0.05$ м) для обеспечения возможности определять запасы местной устойчивости в клетках обшивки и в ребрах (стрингерах).

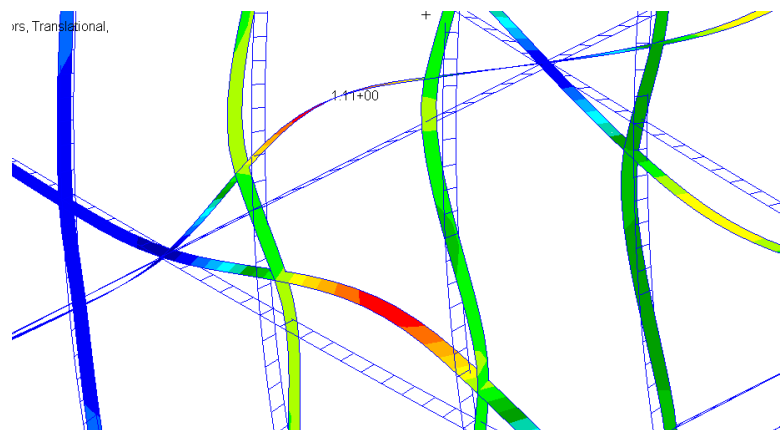


Рисунок 23 – МКЭ модель третьего уровня

Предложенный метод моделирования предполагает автоматизированную передачу нагрузок от модели вышестоящего уровня к нижестоящему, так и обратную передачу запасов прочности.

В соответствии с требованиями к методике анализа прочности, сформированными в параграфе 1.3 на данной модели определяются следующие прочностные параметры:

Таблица 1 – Прочностные параметры, определяемые на многоуровневой модели.

Объект конструкции	Ограничения
Глобальная модель	Жесткость крыла, фюзеляжа по перемещениям концевой части, $\Delta < \Delta_{max}$
Модель отсека фюзеляжа	Общая устойчивость, $\lambda_{общ} > 1$ Запасы прочности ребер, $\varepsilon < \varepsilon_{max}$ Жесткость в вертикальной плоскости, $EJ_z > EJ_{z\ min}$ Жесткость в горизонтальной плоскости, $EJ_y > EJ_{y\ min}$ Крутильная жесткость, $EJ_x > EJ_{x\ min}$
Модель локальной зоны отсека фюзеляжа	Местная устойчивость, $\lambda_{местн} > 1$
Модель отсека крыла	Изгибная жесткость, $EJ_y > EJ_{y\ min}$ Крутильная жесткость, $EJ_z > EJ_{z\ min}$
Панели крыла	Устойчивость в зоне между нервюрами, $\lambda_{пан} > 0.67$ Запас местной устойчивости ребер, $\lambda_{местн} > 0.67$ Запас прочности ребер, $\varepsilon < \varepsilon_{max}$

Жесткость на изгиб оценивалась по угловому перемещению торца при помощи формулы

$$EJ = \frac{M \cdot L}{\varphi},$$

На кручение при помощи формулы

$$EJ_{\kappa} = \frac{M_{\kappa} \cdot L}{\alpha},$$

Где φ и α - углы поворота нагруженного торца при воздействии изгибающего и крутящего моментов соответственно.

Параметры прочности определяются в результате расчета решателем Nastran Solver 101 (линейная статика). Критерием прочности при расчете по МКЭ является значение

$$\varepsilon = \varepsilon_{axial} + \frac{M_1 \cdot \frac{c}{2}}{E \cdot I_1} + \frac{M_2 \cdot \frac{b}{2}}{E \cdot I_2} < \varepsilon_{max},$$

де ε_{axial} - осевая деформация, M_1, M_2 - изгибающие моменты в сечении, c – высота ребер, b – ширина ребер, I_1, I_2 – моменты инерции сечений.

Запасы устойчивости определяются в результате расчета решателем Nastran Solver 104 (линейный анализ устойчивости). Существенным моментом в моделировании общей устойчивости отсека является отделение мод местной устойчивости от мод общей устойчивости. Для этого сетка задается таким образом, чтобы между ячейками реберного набора (или в клетках обшивки) не содержалось узлов. При определении запасов местной устойчивости, наоборот, количество узлов по граням ячеек должно обеспечивать корректное определение форм потери устойчивости.

При создании многоуровневой модели требуется обеспечение связи между моделями вышестоящего и нижестоящего уровней. Для этого используются различные варианты способов передачи усилий [70-73] или узловых перемещений [74-76].

Для передачи нагрузок с модели первого уровня на модели второго уровня использовался способ передачи через обобщенные усилия. Отсеки фюзеляжа и крыла представляют собой оболочки с двумя торцами. В сечениях торцов создаются опорные узлы, связанные с набором узлов, образующих соответствующий торец, посредством жестких элементов связи (Nastran RBE2). Эти главные узлы используются для задания граничных условий, соответствующих с интегральным значениям нагрузок на торец со стороны примыкающих частей конструкции. Аэродинамические и инерционные нагрузки распределяются по узлам сгенерированной сетки. Для исключения влияния краевых эффектов при анализе НДС в модель включаются примыкающие зоны с каждой стороны. Один торец оболочки отсека закрепляется, а на второй накладываются усилия через жесткий элемент связи, на который задаются усилия, согласующиеся с интегральными значениями нагрузок на торец со стороны примыкающих частей конструкции (Рисунок 24). Аэродинамические и инерционные нагрузки распределяются по узлам сгенерированной сетки.

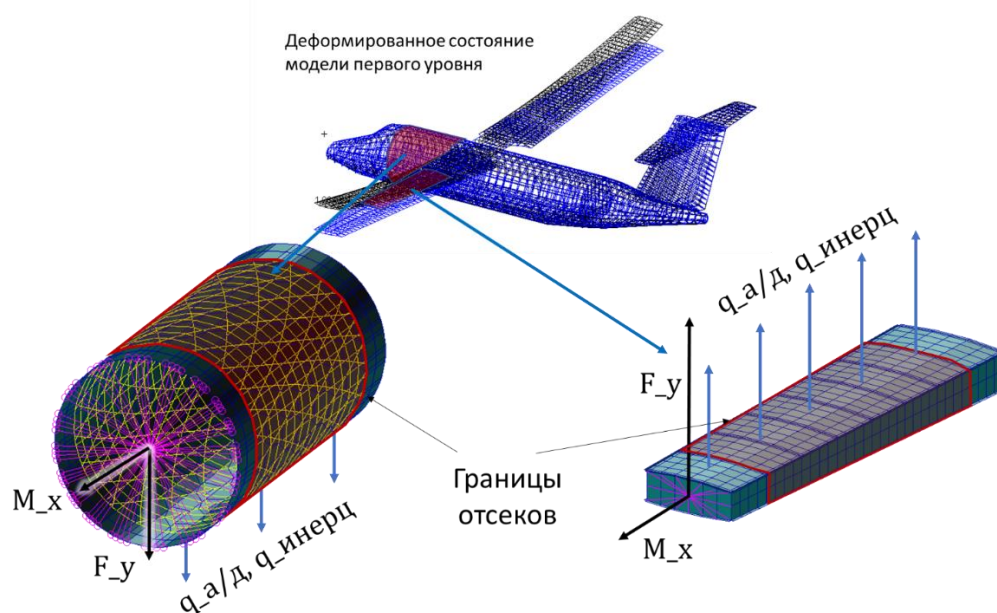


Рисунок 24 – Перенос нагрузок с модели первого на модели второго уровня

На разделенных отсеках решается задача оптимизации под зафиксированные внешние нагрузки. Используемый способ позволяет равномерно распределять нагрузку между панелями обшивки и лонжеронами при изменении их параметров.

Перемещения опорных узлов, соответствующие краям отдельных деталей интересующих зон, извлекаются из результатов анализа модели второго уровня и передаются на все граничные узлы, принадлежащие моделям третьего уровня. Поскольку узлы на границе модели третьего и второго уровней не совпадают, в модель включен алгоритм, осуществляющий линейное осреднение перемещений для узлов, находящихся между опорными (Рисунок 25).

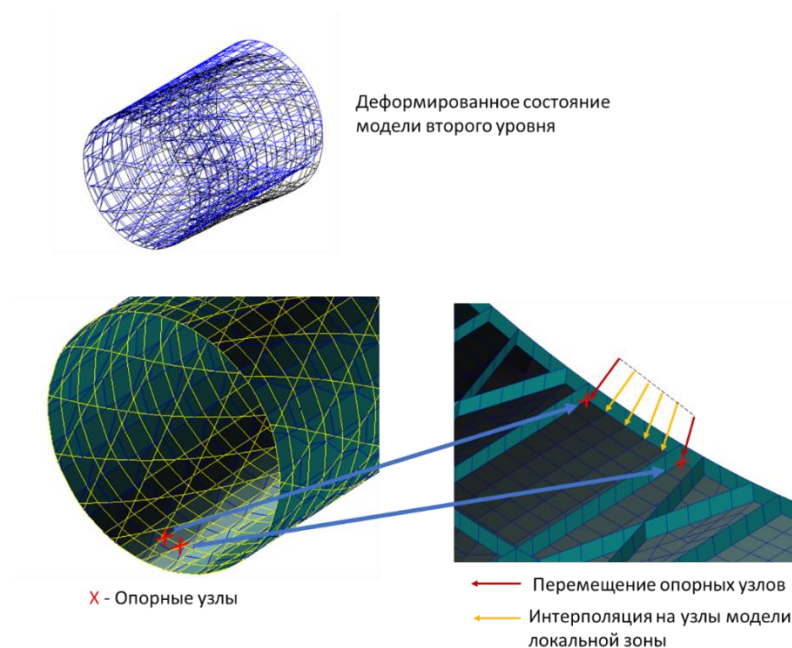


Рисунок 25 – Перенос нагрузок с модели второго на модель третьего уровня

В рамках четырехуровневого алгоритма построение моделей отсеков и панелей с сетчатой КСС унифицировано с построением прочностных моделей конструкций с традиционными КСС, что позволяет проводить корректный сравнительный анализ конструкций различных КСС.

2.3 Адаптация разработанной методики моделирования к четырехуровневому алгоритму

Разработанная в диссертации методика, описание которой приведено в п. 2.2 имеет ряд сходств с методикой оценки статической прочности обшивочных конструкций, ранее разработанной в ЦАГИ и реализованной в рамках упомянутого выше четырехуровневого алгоритма. По этой причине было принято решение о проведении адаптации разработанной методики к форматам четырехуровневого алгоритма, которая потребовала доработки программных модулей, реализующих автоматическую передачу данных между прочностными КЭ моделями различных уровней между собой с учётом особенностей каркасных КСС.

Четырёхуровневый алгоритм основан на многоуровневом подходе к решению задач прочности конструкций [96] на начальных этапах разработки. Алгоритм был предложен и успешно реализован в ЦАГИ для композитных и металлических и обшивочных КСС.

Четырёхуровневый алгоритм основан на многоуровневом подходе к решению задач прочности конструкций [96] на начальных этапах разработки, предложенном и успешно реализованном в ЦАГИ для композитных и металлических и обшивочных КСС.

Подход основан на следующих базовых принципах:

1. Специальная декомпозиция четырёхуровневой прочностной модели в соответствии с технологическими принципами изготовления
2. Использование принципа вложенности МКЭ моделей;
3. Использование на каждом уровне детализации вспомогательных численных и аналитических моделей, интегрированных с основной МКЭ моделью;
4. Полная автоматизация процесса построения МКЭ моделей, решения задач прочности, анализа результатов расчёта;

Реализация данных принципов позволяет корректно и в рамках реальных временных интервалов (от 1 до 3 дней) провести комплексный анализ параметров статической прочности с учётом изменения внешних нагрузок от изменения жесткостных характеристик и осуществить коррекцию жесткостных параметров нетрадиционных конструкций планера, для получения рациональных значений прочностных, жесткостных и массовых характеристик.

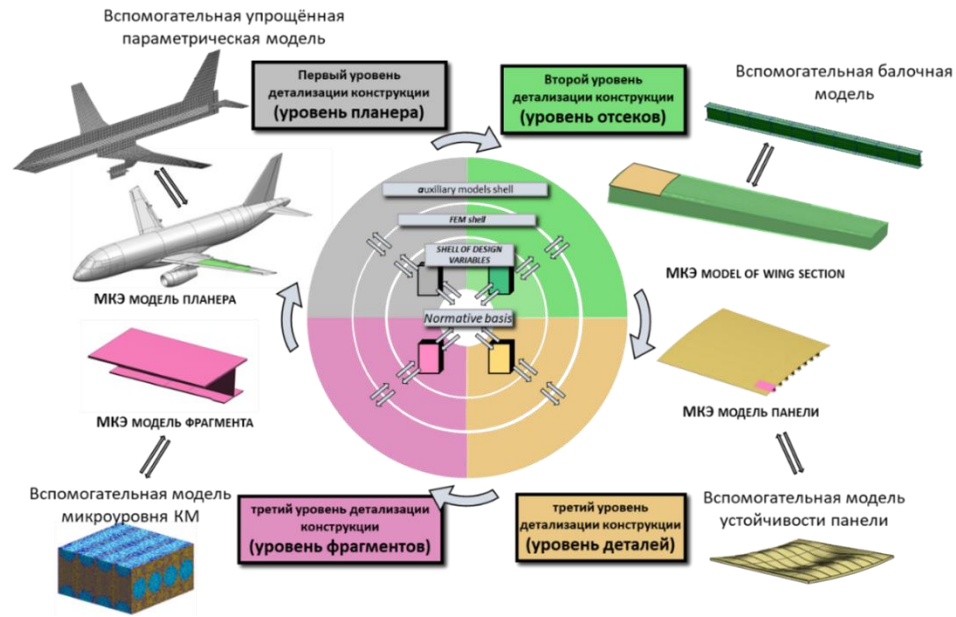


Рисунок 26 – Блок схема многоуровневого подхода к анализу прочности композитных конструкций

Использование четырёхуровневого алгоритма позволило в рамках диссертационной работы Дубовикова Е. А. [3] осуществить одновременный анализ прочности типовых обшивочных КСС на четырёх уровнях детализации, включая микроуровень.

Данный алгоритм в рамках диссертационной работы был адаптирован для реализации разработанной в настоящей диссертации методики с учётом особенностей анализа прочности нерегулярных дискретных конструкций. Такой выбор был обусловлен тем, что в основе разработанной методики лежали одни и те же принципы, что и для методики анализа прочности обшивочных конструкций.

Однако конкретная реализация данных принципов при создании методики анализа сетчатых структур имеет ряд отличий, которые были устранены в процессе адаптации.

Принцип системной декомпозиции расчётных прочностных моделей [90] используется в неизменном виде в рамках разработанной методики для уровней 1, 2, 3. Тогда как для четвёртого уровня КЭ модели не строятся, а решения получаемые на этом уровне заменяются ограничениями, полученными в работах [3][91].

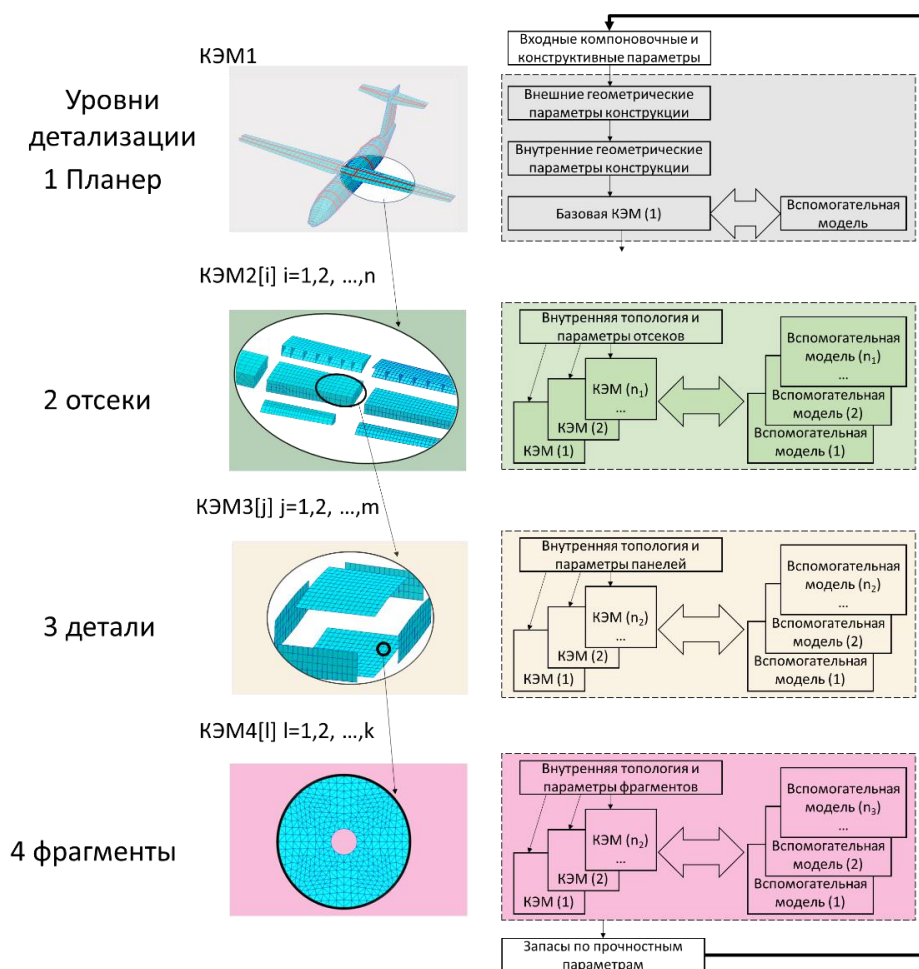


Рисунок 27 – Схема четырехуровневой декомпозиции расчётной МКЭ модели планера

В процессе адаптации:

- алгоритмы построения расчётных КЭ моделей первого уровня, в рамках новой методики, дополнены процедурами формирования массовых характеристик, для возможности автоматической коммуникации с аэродинамическими нагрузочными моделями, используемыми в четырёхуровневом алгоритме;
- Алгоритмы построения расчётных моделей второго и третьего уровня был доработаны с целью возможности использования существующих модулей по автоматизированной связи с коммерческими МКЭ решателями, реализованными в рамках четырёхуровневого алгоритма (Nastran, Ansys, Fidesys);
- Форматы задания исходных данных для нерегулярных сетчатых структур.

Далее более подробно изложен список осуществляемых доработок позволивших использовать алгоритм для решения задач прочности для новых структур с нетрадиционными КСС в рамках многоуровневого подхода.

Основной задачей анализа прочности, решаемой на первом уровне, является расчёт аэродинамических и массово-инерционных нагрузок. В работе [95] был описан программный

алгоритм программный модуль которого был интегрирован в четырёхуровневый алгоритм, что позволило оперативно и с заданной точностью в автоматизированном режиме производить расчёт полётных нагрузок, действующих на конструкцию планера с учетом влияния упругости.

Модуль в автоматическом режиме формирует вспомогательную аэродинамическую нагрузочную модель на основе метода дискретных вихрей [93], [94]. Нагрузочная модель строится на основе одних и тех же исходных данных, что и МКЭ модель первого уровня. По этой причине расширение функционала к моделированию сетчатых структур не требует существенного изменения алгоритмов построения нагрузочной модели.

В нагрузочной модели, несущие поверхности крыла и оперения самолёта моделируются пластинами, состоящими из тонких панелей, осесимметричные тела (фюзеляж и мотогондолы двигателей) моделируются крестовыми поверхностями, состоящими из тонких панелей. Ширина и высота крестовых поверхностей однозначно связаны с шириной и высотой осесимметричного тела параметром k креста. Алгоритм построения нагрузочной модели состоит из следующих этапов:

1. Создание поверхностей креста фюзеляжа.
2. Создание несущих поверхностей крыла и оперения
3. Создание «перемычек», для корректного обтекания нагрузочной модели
4. Создание поверхностей мотогондол и пилонов
5. Назначение управляющих поверхностей из числа несущих.

Балансировка самолёта производится по силам и моментам посредством управляющих поверхностей (рули высоты, рули направления, элероны, переднее горизонтальное оперение и. т. д.).

2.3.1 Адаптация моделей первого уровня.

На первом уровне алгоритма рассматривается вся конструкция планера самолёта. МКЭ модель первого уровня учитывает обобщённые жесткостные характеристики планера. Для адаптации модели необходимо вместо задания толщин реальных обшивок и подкрепляющего набора вычислить и задать в автоматизированном режиме толщины и жёсткости конечных элементов, вычисленные по соотношениям из п. 2.1, которые обеспечат жёсткости эквивалентные реальным сетчатым отсекам/панелям планера.

Силы и моменты действующие на аэродинамическую модель должны уравниваться массово-инерционными. Для этого в МКЭ модели первого уровня имеются точечные КЭ, моделирующие массу: конструкции, топлива, полезной нагрузки, силовой установки, оборудования и снаряжения (суммарная масса МКЭ модели должна быть равна полётной массе самолёта). Под воздействием перегрузок, возникающих в полёте к точечным КЭ, прикладываются силы, которые в свою очередь перераспределяются по КЭ, моделирующим конструкцию посредством КЭ типа RBE3 (Рисунок 28). Такой подход корректен, так как КЭ RBE3 не вносят вклад в жёсткость МКЭ модели первого уровня. Использование моделей с

обобщенной жёсткостью на первом уровне позволяет моделировать массово-инерционные нагрузки без создания сеточных концентраторов в МКЭ модели. Алгоритм моделирования массово-инерционных нагрузок на первом уровне не имеет существенных отличий для сетчатых и обшивочных конструктивно силовых схем/

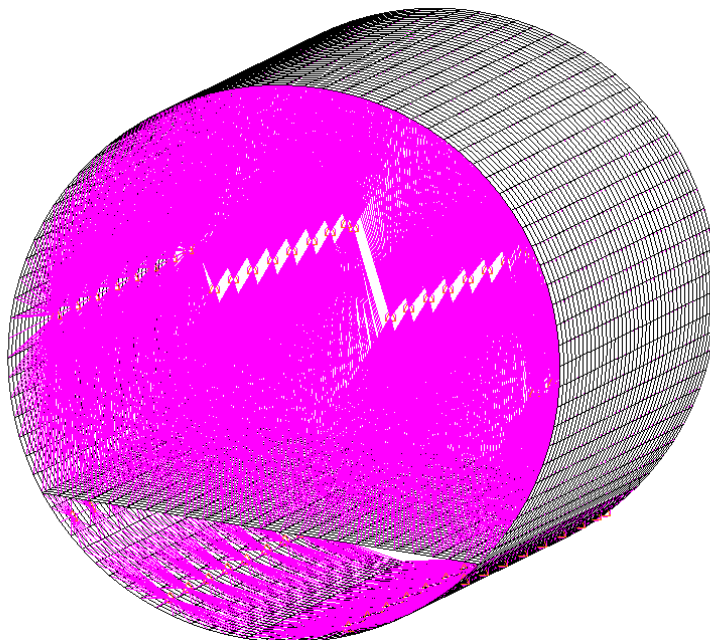


Рисунок 28 – Моделирование массово-инерционных нагрузок в МКЭ модели первого уровня (фрагмент сетчатого отсека).

Расчёт нагрузок, действующих на планер, должен производиться с учётом упругости конструкции. По этой причине расчёт нагрузок производится именно на связке аэродинамической и прочностной модели. Нагрузки, полученные на аэродинамической модели, прикладываются к узлам МКЭ модели, а по перемещениям узлов МКЭ модели пересчитываются углы атаки панелей аэродинамической модели (Рисунок 29). В рамках четырёхуровневого алгоритма для расчёта нагрузок используется МКЭ решатель Nastran SOL 144. Работа с решателем производится через программный интерфейс приложения (API). Для этого в автоматизированном режиме пишутся входные файлы решателя (.bdf) и считываются файлы с результатами (.f06). Для связывания МКЭ и нагрузочной модели в рамках данного решателя используется механизм SPLINE4. Валидация процедур связывания МКЭ и аэродинамической модели показала, что передача нагрузок производится с сохранением основных инвариантов нагружения (Различие перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов рассчитанных на аэродинамической модели и приложенных к МКЭ модели не превосходит 5%).

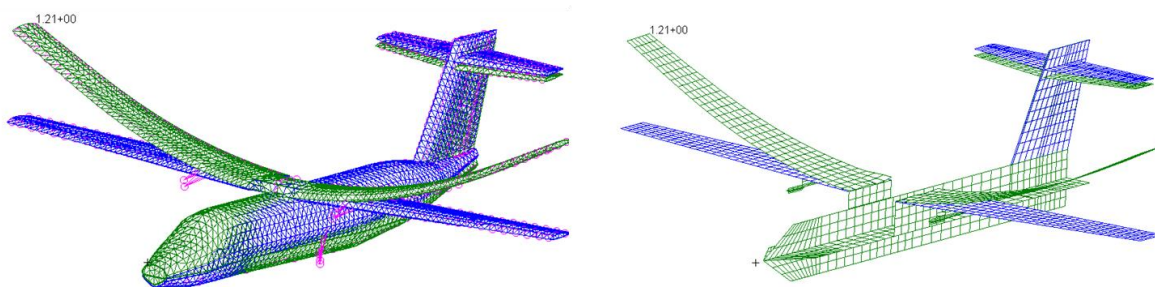


Рисунок 29 – Соответствие перемещений МКЭ и аэродинамической моделей

Корректный учёт жесткости МКЭ моделей первого уровня для элементов конструкции с сетчатыми КСС критически важен для расчёта аэродинамических нагрузок. В случае если жесткость будет избыточна расчёт нагрузок некорректен. В случае если недостаточна решение не будет сходиться.

2.3.2 Адаптация моделей второго уровня.

Расчёт общего НДС конструкций отсеков на втором уровне моделирования, должен проводиться по типовой схеме, как для конструкций с обшивочной, так и с сетчатой КСС, для возможности корректного сопоставления результатов расчёта.

Типовая МКЭ модель отсека фюзеляжа второго уровня четырёхуровневого алгоритма для альтернативных вариантов КСС приведена на рисунке 29.

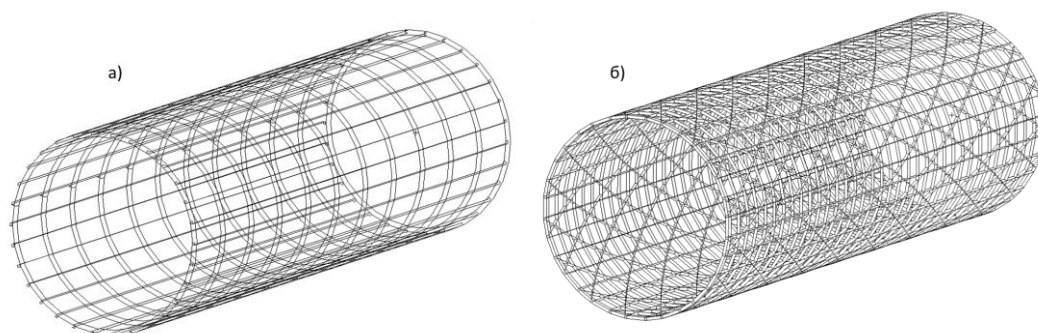


Рисунок 30 – Расчётные сетки МКЭ моделей 2 уровня а) – сетчатой КСС, б) – обшивочной КСС

Для расчёта МКЭ моделей второго уровня используется МКЭ решатель NASTRAN SOL 101 (анализ статического НДС). Работа с решателем, как и на первом уровне производится в полностью автоматизированном режиме посредством программного интерфейса приложения.

Сетчатые и обшивочные КСС в рамках четырёхуровневого алгоритма описываются различными наборами параметров (Таблица 2). Изменение схемы параметризации наиболее существенная доработка четырёхуровневого алгоритма для анализа прочности сетчатых КСС.

Таблица 2 – Схема параметризации сетчатой и обшивочной КСС МКЭ моделей второго уровня.

Компонент	Обшивочная КСС	Сетчатая КСС
Обшивка	Материал	Материал
	Толщина обшивки	Толщина обшивки
Стрингеры /Продольные рёбра	Материал	Материал
	Шаг	Количество рёбер
	Толщина внут. полки	Высота ребра
	Толщина стенки стрингера	Ширина ребра
	Толщина внеш. полки	Параметры нерегулярности
	Высота стенки	-
	Ширина внут. полки	-
	Ширина внеш. полки	-
Шпангоуты/ Кольцевые рёбра	Материал	Материал
	Шаг	Количество рёбер
	Толщина внут. полки	Высота ребра
	Толщина стенки стрингера	Ширина ребра
	Толщина внеш. Полки	Параметры нерегулярности
	Высота стенки	-
	Ширина внут. Полки	-
	Ширина внеш. Полки	-
Спиральные рёбра	-	Количество рёбер
	-	Высота ребра
	-	Ширина ребра
	-	Параметры нерегулярности
Полки лонжеронов	Материал	-
	Ширина полки	-
	Толщина полки	-

Основные результаты расчёта НДС (запасы прочности и жесткостные характеристики) отсеков планера имеют одинаковую структура как для сетчатых, так и для обшивочных КСС, и модификация четырёхуровневого алгоритма в этой части не требовалась.

Диапазоны допустимых параметров для нерегулярных сетчатых структур приведены в таблице 3 для отсеков фюзеляжа и в таблице 4 для сетчатых панелей отсеков крыла. Главным различием в данных схемах параметризации является отсутствие дискретных ограничений, как при расположении спиральных ребер на цилиндрической оболочке отсека фюзеляжа.

Таблица 3 – Диапазоны значений параметров, задаваемых для моделирования нерегулярной сетчатой структуры в отсеке фюзеляжа

Тип параметров		Варьируемые параметры	Допустимые значения
Параметры топологии	Все варианты сетчатой топологии	Количество пар спиральных ребер	10-100
	Регулярная сетка	Угол спиральных ребер	15-55°
	Нерегулярность угла спиральных ребер по окружности (тип 1)	Угол спиральных ребер верх/низ	15-55°
		Угол спиральных ребер бок	15-55°
	Нерегулярность угла спиральных ребер по длине (тип 2)	Угол спиральных ребер в корневой части отсека	15-55°
		Угол спиральных ребер в концевой части отсека	15-55°
Параметры сечений		Толщина обшивки, h	0.5-5 мм
		Высота ребер	10-100 мм
		Толщина спирального ребра	3-30 мм
		Толщина продольного ребра	3-30 мм
		Толщина кольцевого ребра	3-30 мм

Таблица 4 – Диапазоны значений параметров, задаваемые для моделирования нерегулярной сетчатой структуры панели, крыла

Тип параметров		Варьируемые параметры	Допустимые значения
Параметры топологии	Все варианты сетчатой топологии	Количество пар спиральных ребер	10-100

Тип параметров		Варьируемые параметры	Допустимые значения
	Регулярная сетка	Угол спиральных ребер	15-55°
	Нерегулярность по типу 1	Угол спиральных ребер в корневой части отсека	15-55°
		Угол спиральных ребер в концевой части отсека	15-55°
	Нерегулярность по типу 2	Шаг спиральных в корневой части отсека	50-500 мм
		Шаг спиральных в концевой части отсека	50-500 мм
Параметры сечений		Толщина обшивки, h	0.5-5 мм
		Высота ребер	10-100 мм
		Толщина спирального ребра	3-30 мм
		Толщина продольного ребра	3-30 мм
		Толщина кольцевого ребра	3-30 мм

2.3.3 Адаптация моделей третьего уровня.

На третьем уровне алгоритма анализа прочности производится расчёт значений параметров:

- Общей и местной устойчивости локальных зон;
- Оценки прочности по критериям разрушающих напряжений/деформаций;

Для анализа прочности обшивочных КСС на третьем уровне используются в основном аналитические методы [100, 101]. Для анализа устойчивости нерегулярных сетчатых структур используются МКЭ модели в силу их универсальности.

Для анализа сетчатых КСС с нерегулярными структурами был произведён ряд доработок с целью автоматизации:

- построения МКЭ моделей фрагментов сетчатых КСС;
- Расчёта граничных условий;
- Анализа результатов расчёта.

При построении МКЭ модели третьего уровня делается допущение, что обшивка является несиловой. Это допущение позволяет исключить обшивку из МКЭ модели и тем самым упростить обработку результатов (первые формы потери устойчивости соответствуют обшивкам) и снизить вычислительные трудозатраты. Экспериментальные и расчётные исследования, проводимые на более подробных моделях, показывают, что ошибка в запасах прочности находится в диапазоне от 10 до 20 %.

Расчётная сетка типовой МКЭ модели панели третьего уровня четырёхуровневого алгоритма для альтернативных вариантов КСС приведена на рисунке 31. Расчёт устойчивости сетчатой панели производится посредством МКЭ решателя NASTRAN SOL 104. Запасы прочности считываются из файла с результатами расчётов и записываются в базу данных четырёхуровневого алгоритма в автоматизированном режиме, как и на 1 и 2 уровнях алгоритма.

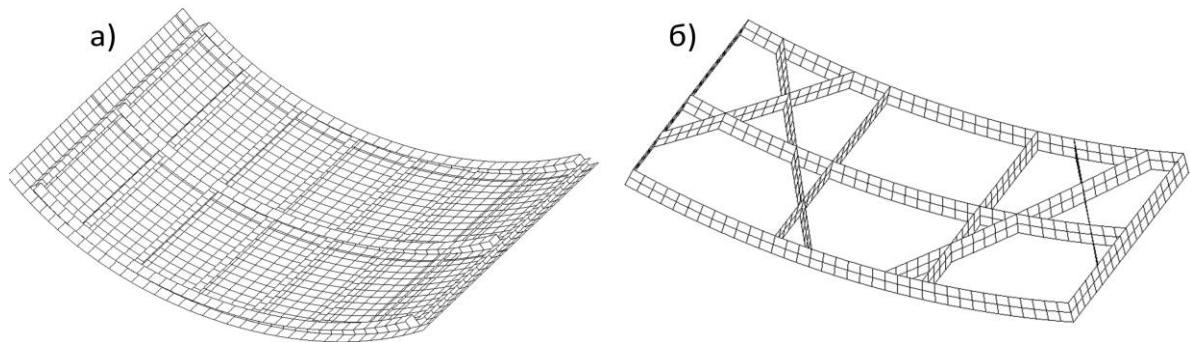


Рисунок 31 – Расчётные сетки МКЭ моделей 3 уровня а) – обшивочной КСС, б) – сетчатой КСС.

Четвёртый уровень алгоритма не используется в разработанной методике анализа прочности. Однако ряд практических результатов, сформированных при анализе прочности композитных сетчатых конструкций на микроуровне, учитывается в виде ограничений в рамках четырёхуровневого алгоритма. В частности, приняты ограничения на минимальные углы в перекрестиях рёберного каркаса.

2.4 Разработка процедуры увеличения производительности вычислительного процесса

При проведении процедур параметрического анализа оценки статической прочности сетчатых отсеков со структурной нерегулярностью в рамках разработанной методики увеличивается количество параметров, по которым необходимо вести параметризацию. Кроме того, увеличивается количество прочностных ограничений, которые необходимо обеспечить (проверить). Таким образом общая вычислительная сложность значительно возрастает, что требует использования специальных технических приемов для ее снижения до приемлемого уровня. При разработке процедуры снижения времени вычислений для конкретных прочностных

задач с учетом специальной декомпозиции прочностных моделей и возможности использования ЭВМ (кластера из нескольких ЭВМ) с многоядерными процессорами были разработаны две процедуры повышения быстродействия расчетов.

Первая процедура основана на принципе сохранения параметров прочности (запасов прочности и устойчивости), определяемых модели соответствующего уровня в рамках специализированной базы данных, которые могут быть извлечены при необходимости управляющим алгоритмом параметрического анализа на следующих шагах итерационного процесса. Вычислительная сложность таким образом сокращается.

Вторая процедура основана на принципах специальной декомпозиции, в соответствии с которой возможно распараллеливание расчетов. Данная процедура имеет большую практическую значимость, поскольку эффективность распараллеливания вычислительных процессов в системе кластера из ЭВМ с многоядерными процессорами зависит от способа передачи и объема передаваемой информации, передаваемой по сети, поскольку возможности системы ограничены, то эффективность системы распараллеливания будет снижаться при возрастании объема передачи. Критический объем передачи информации для оценки падения эффективности кластера можно оценить при помощи следующей формулы, предложенной автором диссертации. Примем за параметры:

C - пропускная способность канала центрального узла кластера,

T_c - время вычисления на узле (сек),

S - размер передаваемого файла (МБ),

N - количество рабочих узлов в кластере,

τ – время передачи одного файла (сек),

Θ – общая производительность системы (задач / мин).

Базовое время передачи:

$$\tau_{base} = \frac{S}{C}$$

Расчет производительности системы:

1. Требуемая пропускная способность:

$$B_{req} = \frac{N}{T_c} \times S$$

где:

B_{req} - требуемая пропускная способность (МБ/с),

$\frac{N}{T_c}$ - количество задач, передаваемых в секунду

2. Эффективное время передачи:

$$\tau = \begin{cases} \tau_{base}, & \text{если } B_{req} \leq C \\ \tau_{base} * B_{req} / C, & \text{если } B_{req} > C \end{cases}$$

3. Общее время выполнения задачи:

$$T_{total} = T_c + \tau$$

4. Производительность системы:

$$\Theta = \frac{N}{T_{total}} \times 60$$

или

$$\Theta = \frac{N}{T_c + \max\left(\frac{S}{C}, \frac{S}{C} \times \frac{N \cdot S}{T_c \cdot C}\right)} \times 60$$

Для демонстрации эффекта замедления кластера при увеличении потока передаваемых данных приведен пример.

Типовые исходные данные для формулы:

$$C = 100 \text{ МБ/с},$$

$$T_c = 100 \text{ сек},$$

$$S_1 = 10 \text{ МБ},$$

$$S_2 = 1 \text{ ГБ},$$

$N = 100$ процессов (10 узлов с 10 работающими ядрами).

Случай S_1 – передача данных в виде свертки параметров, S_2 – передача данных МКЭ решателей. В первом случае подключение новых узлов дает рост производительности вычислений (60 задач в минуту), близкий к линейному, во втором – время на передачу данных сравнялось с временем расчета, из-за чего производительность падает в 2 раза (Рисунок 31).

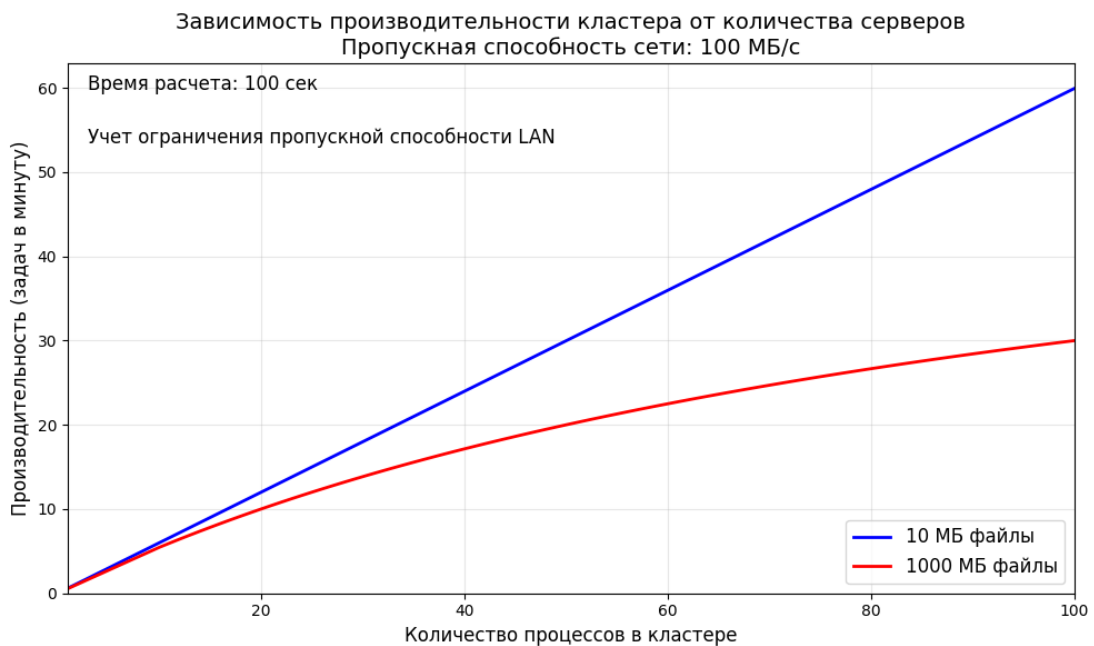


Рисунок 32 – Падение эффективности кластеризации при увеличении количества процессов при перегрузке канала передачи данных

В данном случае эффект показан в упрощенном виде в случае, если «бутылочным горлышком» является сетевой кабель центрального узла. В реальном примере остальные факторы могут влиять как в лучшую, так и в худшую сторону. В случае построения кластера в рамках сети с меньшей пропускной способностью эффект может усиливаться на порядок.

Кластеризация реализована с помощью брокера сообщений на основе стандарта AMQP с открытым исходным кодом (RabbitMQ) с использованием шаблона RPC (Remote Procedure Call) [86].

Схема процедуры проведения расчетов с использованием кластеризации и кэша изображена на рисунке (Рисунок 33).

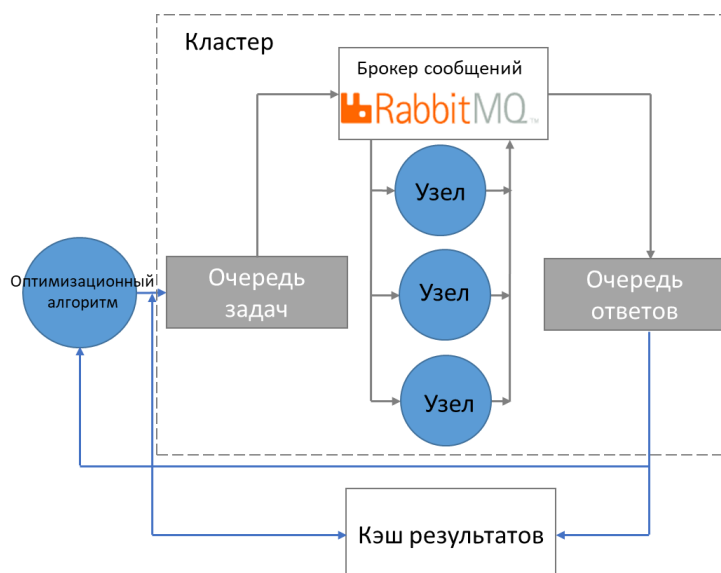


Рисунок 33 – Схема кластеризации расчетов

Управление серверами производится при помощи SSH-соединения. Мониторинг расчетов на серверах осуществляется при помощи обработчика логов SocketHandler из модуля logging для Python. Логи процессов расчетов поступают в реальном времени на центральный узел.

Разработка указанных выше процедур была реализована в виде прикладного программного обеспечения, которое вошло в состав методики анализа прочности и позволило практически реализовать возможность проведения оценки прочностных и жесткостных характеристик сетчатых отсеков со структурной нерегулярностью в течение 1-3 дней. Работоспособность разработанных процедур и работоспособность методики, содержащей эти процедуры была подтверждена при решении концептуальных и практических задач в главах 3 и 4.

3 Расчетно-экспериментальные исследования сетчатых отсеков и панелей в рамках валидации метода гармонизации

3.1 Валидация расчетных моделей отсеков фюзеляжа, используемых в методе гармонизации

В данной главе выполнены исследования по апробации разработанного метода гармонизации запасов по статической прочности для сетчатых конструкций планера пассажирского самолёта с уровнем внешнего нагружения. В рамках данной главы приведены также результаты валидационных исследований трёхуровневой расчётной модели прочности, используемой в рамках нового метода гармонизации. В рамках процедуры валидации был проведен анализ расчетно-экспериментальных исследований для цилиндрических сетчатых оболочек, разработанных и изготовленных ранее в рамках открытых международных и российских проектов. Одна из оболочек имела регулярную сетчатую структуру, тогда как другая имела нерегулярную сетчатую структуру по окружности, обусловленную появлением в нижней части оболочки продольных рёбер.

Исследования прочностных характеристик оболочек были осуществлены на специальном стенде (Рисунок 34), разработанном в ЦАГИ для комплексного статического нагружения натурных отсеков. Оборудование стенда позволяло проводить исследования прочности для различных комбинаций внешнего нагружения. Стенд позволял обеспечить функционирование аппаратуры по измерению параметров НДС реберной структуры, включая отдельные ребра и фрагменты обшивок, а также регистрировать перемещения характерных контрольных точек конструкции. Результаты экспериментальных исследований были использованы для валидации прочностных МКЭ моделей, разработанных в рамках нового метода гармонизации.

Экспериментальными объектами были две сетчатые композитные оболочки диаметром 4 м и длиной 6 м, разработанные в международных проектах «ALaSCA» и «PoLaRBEAR» и изготовленных в АО «ЦНИИСМ» (Рисунок 35). Оболочки имели одинаковую топологию сетчатой структуры, однако конструкции имели отличия в значениях геометрических параметров рёберной структуры. Кроме того одна оболочка имела только регулярный сетчатый каркас, тогда как другая, как было упомянуто выше, имела каркас со структурной рёберной нерегулярностью из-за наличия продольных рёбер в нижней части оболочки, а также данная оболочка имела тонкую обшивку.

Валидационные исследования трёхуровневой прочностной модели проводились для моделей каждого уровня. Для проверки моделей третьего уровня, отвечающей за локальную

прочность и устойчивость рёбер, были использованы результаты испытаний, проведённых в работе [1]. При выполнении валидационных исследований учитывалось, что модели на разных уровнях имеют различное назначение, а именно: на первом уровне модель должна корректно отражать интегральные жесткостные характеристики отсека, на втором уровне - определять как НДС реберной структуры, так и НДС обшивки, на третьем – оценивать значения запасов общей и местной устойчивости. В соответствии с этим проведен сравнительный анализ расчетных моделей с результатами экспериментов для объектов, имеющих сетчатую структуру.

3.1.1 Валидация модели первого уровня

В рамках метода гармонизации для модели первого уровня наиболее важным параметром является правильное моделирование распределенных жесткостных и массовых (инерционных) характеристик, т.к. данная модель отсека должна быть составной частью модели всего самолета, на которой определяются внешние нагрузки. В рамках валидации модели первого уровня был проведен сравнительный анализ жесткостных характеристик модели первого уровня с жесткостными характеристиками, полученными экспериментальным путем на экспериментальном отсеке с реберным каркасом без обшивки (Рисунок 35).

В процессе валидации метода гармонизации КЭ модель первого уровня для экспериментальной оболочки (без обшивки) строилась по разработанной (в рамках метода) процедуре из оболочечных 2D элементов. Экспериментальные данные были взяты из результатов испытаний данной оболочки на стенде. Данная экспериментальная оболочка имела регулярную структуру с постоянными геометрическими характеристиками сечений ребер по длине отсека (Рисунок 35). Оболочка имела четыре выреза под иллюминаторы с каждой стороны, однако, в ходе расчетных и экспериментальных исследований было показано, что эти вырезы (которые являются нерегулярностями другого типа) не вносят существенного (менее 1 %) отклонения в распределение глобальных жесткостных характеристик по длине отсека, поэтому в расчетной модели эти вырезы не включались, а предметом валидации были фрагменты регулярной сетчатой структуры вблизи наиболее критических зон (зона вблизи закрепления отсека).

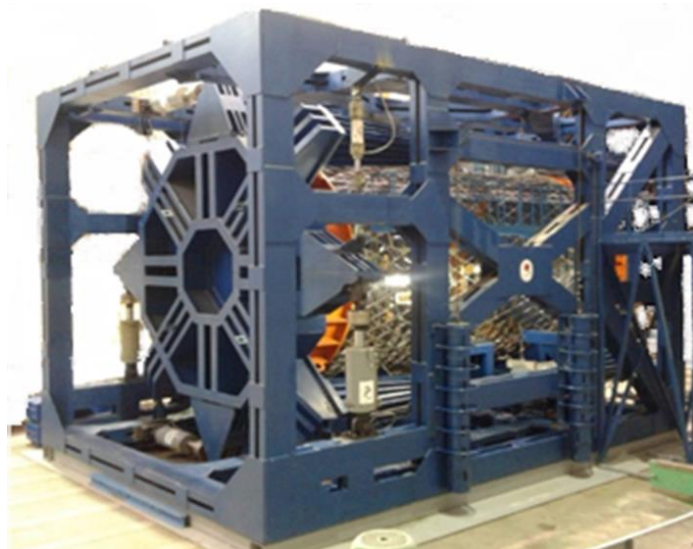


Рисунок 34 – Испытательный стенд с экспериментальной сетчатой оболочкой без обшивки

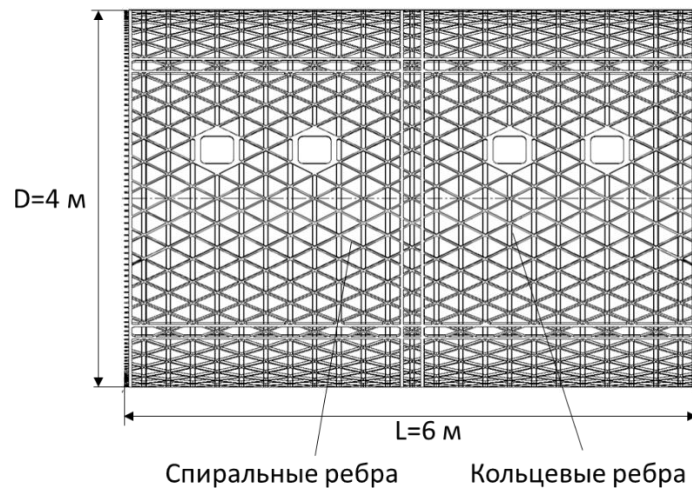


Рисунок 35 – Схема экспериментальной сетчатой оболочкой без обшивки

В рамках этого анализа сравнивались обобщенные изгибная и крутильная жесткости отсека. В основе математической модели, основанной на балочном представлении отсека, лежит уравнение средней линии упругой балки:

$$y''(x) = \frac{M(x)}{K_z}$$

где K_z – приведенная изгибная жесткость отсека.

Так как кривизну ($y''(x) \approx \frac{1}{R}$, где R – локальный радиус кривизны линии) средней линии отсека в процессе нагружения сложно измерить точно, оценка жесткости отсека производилась по двум показателям:

1. производной функции углов поворота поперечных сечений отсека

$$\varphi'(x) = y''(x)$$

2. максимальному перемещению срединной линии отсека

$$y_{max} = y(x = L).$$

Анализ жесткостных характеристик сетчатой структуры отсека без обшивки проведен на основе экспериментальных измерения компонент перемещений в трех сечениях. На рисунке (Рисунок 36) представлены схема размещения датчиков перемещений на отсеке. Результаты оценки изгибной жесткости отсека в относительных величинах при чистом изгибе приведена на графике (Рисунок 37). За 1 принята величина изгибной жесткости, полученная в эксперименте, аналогичным образом величина жесткости на кручения при эксперименте принята равной 1.

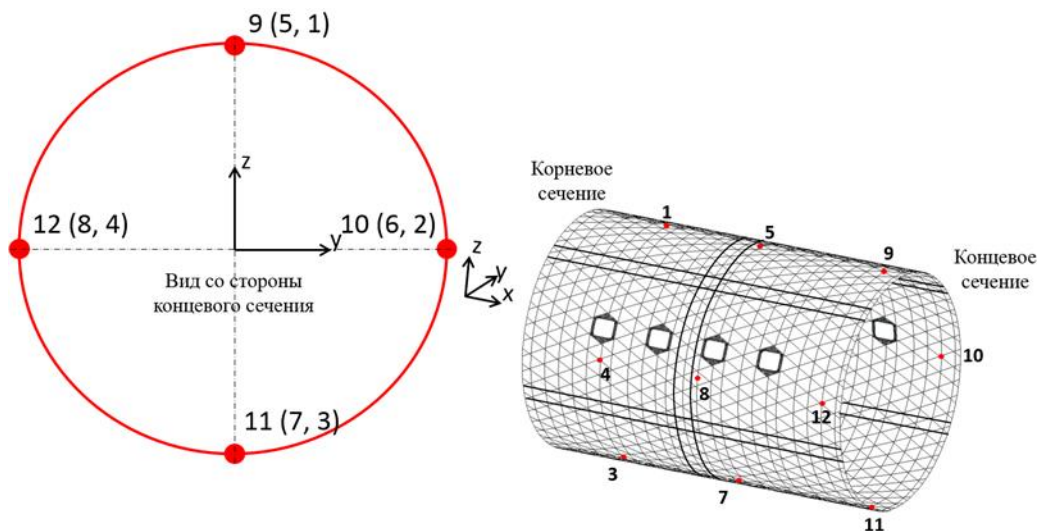


Рисунок 36 – Расположение контрольных точек датчиков перемещений по сечениям отсека

Как видно из графика разница расчетной и экспериментальной жесткостей на изгиб, составляет 3,47 %. Данная погрешность вполне допустима для оценки жесткости конструкции нетрадиционной КСС на начальном этапе разработки конструкции. Поэтому моделирование данным способом может быть использовано для оценки жесткости отсека.

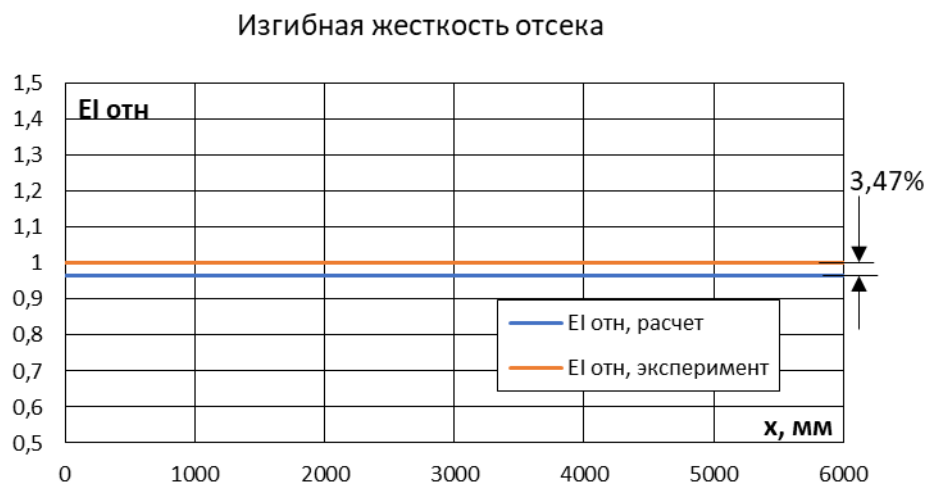


Рисунок 37 – Изгибная жесткость конструкции отсека

Для оценки крутильной жесткости отсека сравнивался максимальный угол поворота нагружаемого торца отсека, который связан с крутящим моментом следующим соотношением:

$$\varphi_{max} = \frac{M_x * L}{K_x},$$

Где φ_{max} – угол поворота сечения, M_x – крутящий момент, $K_x = GI_p$ – приведенная крутильная жесткость отсека.

Результаты оценки крутильной жесткости представлены на графике (Рисунок 38).



Рисунок 38 – Крутильная жесткость конструкции отсека

Как видно из графика для разработанной КЭ-модели погрешность моделирования отсека по параметру крутильной жесткости в сравнении с натурным отсеком составляет 1,96 %.

На основании выше сказанного можно сделать вывод, что способ конечно-элементного моделирования, используемый для создания моделей первого уровня в рамках разработанных метода и методики, корректен, а КЭ модели на его основе соответствуют их назначению.

3.1.2 Валидация модели второго уровня

В качестве экспериментального объекта для проведения валидации расчётных моделей на втором уровне была выбрана оболочка отсека с сетчатым композитным каркасом и тонкой внешней обшивкой (Рисунок 39). Данный отсек имел такую же топологию, как и первая оболочка, однако имел другой размер сечения ребра и соответственно другие шаги кольцевых и спиральных ребер. Отсек проходил ряд комплексных испытаний в ряде открытых российских проектов для различных расчетных случаев нагружения. Рассматривались случаи нагружения на изгиб в вертикальной и горизонтальной плоскостях и кручение.

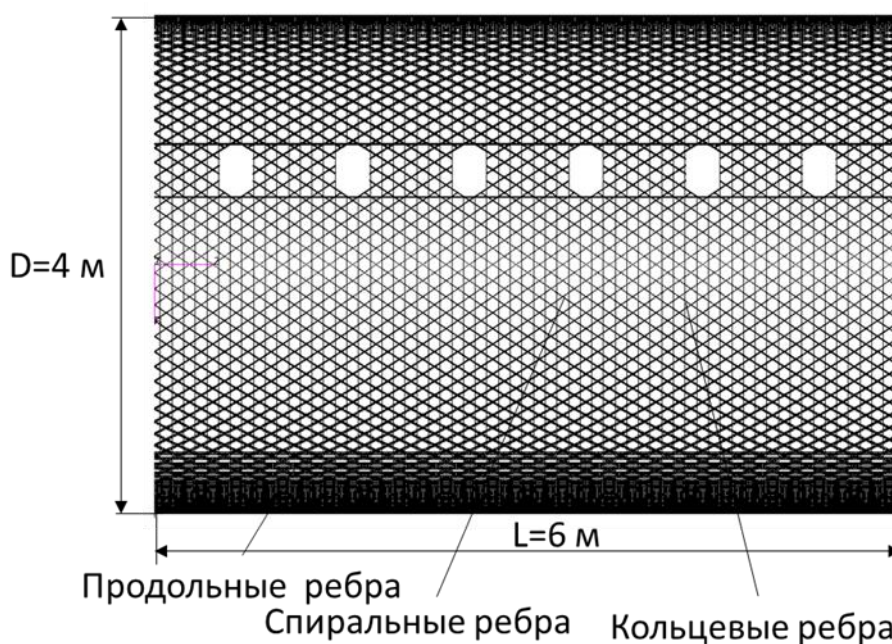


Рисунок 39 – Схема экспериментальной сетчатой оболочки с обшивкой

Для данного отсека также была проведена валидация жесткостных характеристик, но уже с дискретной моделью, соответствующей реберному каркасу с обшивкой. Жесткостные характеристики отсека экспериментально определялись в трех сечениях по длине отсека с помощью данных по показаниям датчиков перемещения. Величины жесткостных характеристик представлены в таблице 5. По длине отсека жесткость на изгиб и кручение принималась постоянной. Кроме жесткостных характеристик в вертикальной плоскости для данного отсека

были определены жесткостные характеристики в горизонтальной плоскости из-за наличия продольных ребер в конструкции отсека. Как видно из результатов измерения жесткостных характеристик, наибольшее расхождение возникает при определении крутильной жесткости отсека (ошибка в пределах 5%).

Таблица 5 – Невязка в определении жесткостных характеристик отсека при валидации расчета и эксперимента

	Эксперимент	Расчет	Невязка
Изгибная жесткость в вертикальной плоскости	100 %	99,26 %	0,74 %
Изгибная жесткость в горизонтальной плоскости	100 %	99,53 %	0,47 %
Крутильная жесткость,	100 %	98,28 %	1,72 %

Для модели второго уровня проводились не только валидационные исследования по жесткостным характеристикам, но и по прочностным. Для сравнительной оценки прочностных характеристик были использованы показания тензодатчиков, установленных в контрольных точках наиболее критических зон конструкции отсека. В соответствии с расположением тензодатчиков в расчетной модели были выбраны конечные элементы, в которых фиксировались значения деформаций.

Контрольные точки, в которых измерялись относительные деформации располагались на ребрах сетчатого каркаса, который несет основную нагрузку от изгиба отсека. Тензодатчики располагались вдоль спиральных, кольцевых и продольных ребер на боковых и торцевых гранях. Ряд датчиков-тензорозеток располагались на наружной и внутренней поверхности обшивки.

В ходе испытаний, как и для предыдущей оболочки, один из торцов был жестко закреплен на раме стенда, а к другому торцу прикладывались нагрузки через нагрузочную плиту.

Моделирование отсека осуществлялось в автоматизированном режиме на основе алгоритмов построения сетки, описанных в главе 2.1. Расчетная КЭ модель второго уровня состоит из балочных 1D элементов, формирующих сетчатый композитный каркас и оболочечных моментных 2D элементов (Shell) для моделирования обшивки.

Наибольшие уровни нагружения ребер были зафиксированы на случай изгиб в вертикальной плоскости в зоне верхнего и нижнего сводов отсека возле заделки (Рисунок 40). На рисунках (Рисунок 41, Рисунок 42) представлены контрольные точки по верхнему и нижнему своду отсека возле заделки в которых проводилось сравнение расчётных и экспериментальных величин относительных деформаций в ребрах. Рассмотрены две зоны вблизи заделки по верхнему и нижнему сводам оболочки.

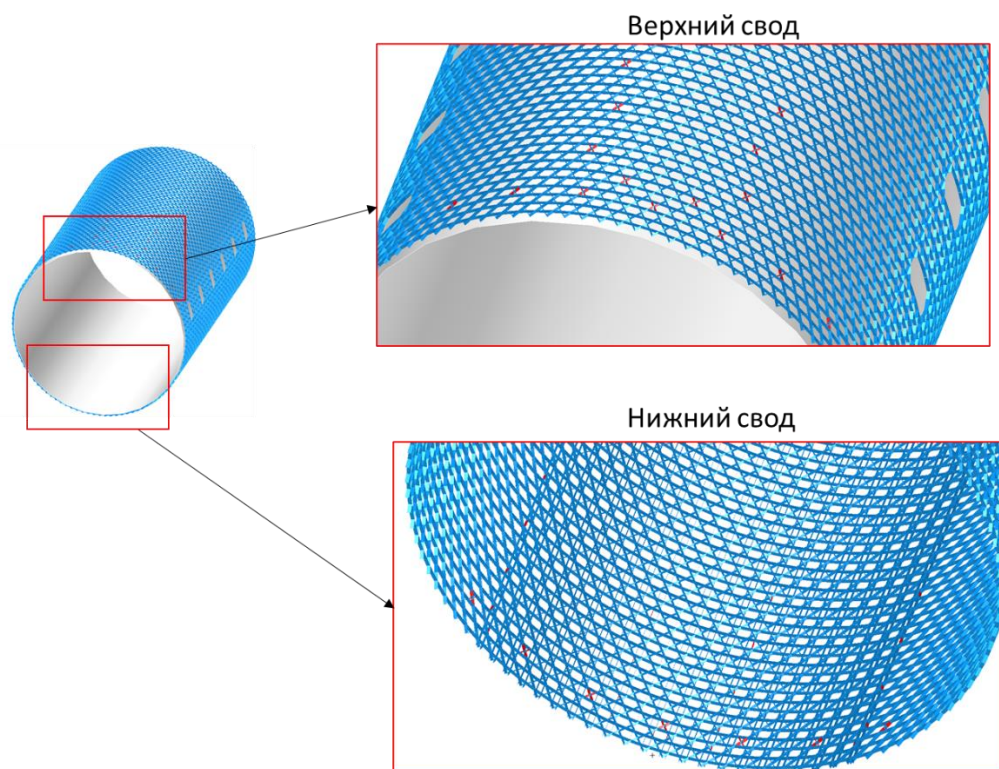


Рисунок 40 – Зоны с наибольшими относительными деформациями в каркасе при изгибе отсека в вертикальной плоскости

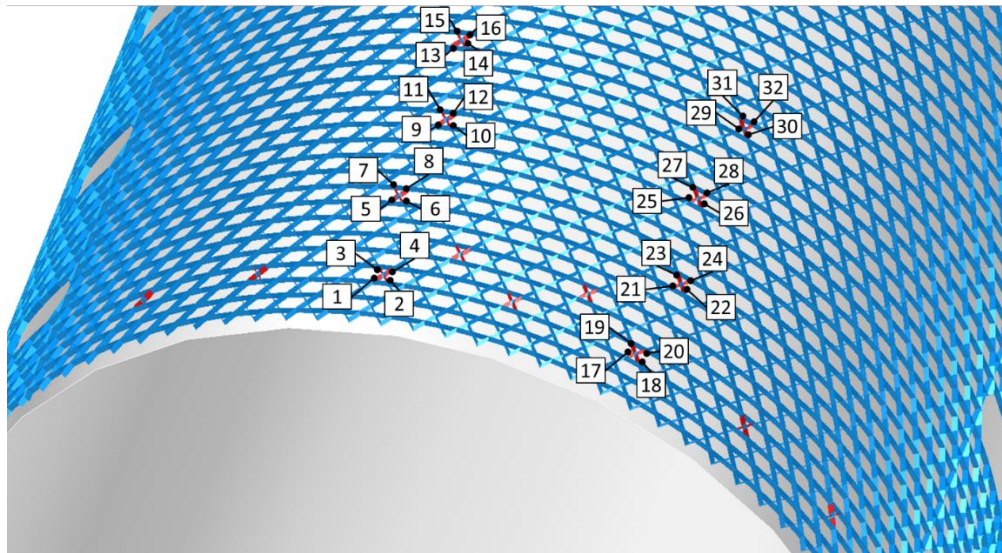


Рисунок 41 – Нумерация датчиков в контрольных точках по верхнему своду

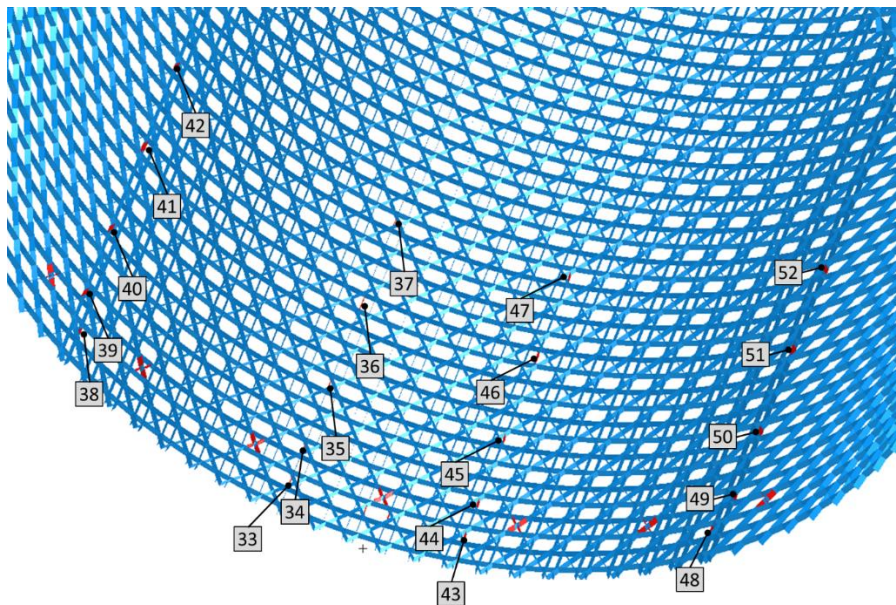


Рисунок 42 – Нумерация датчиков в контрольных точках по нижнему своду

Для примера на рисунке (Рисунок 43) показана картина деформированного состояния реберного каркаса на случай изгиб в вертикальной плоскости (обшивка не показана).

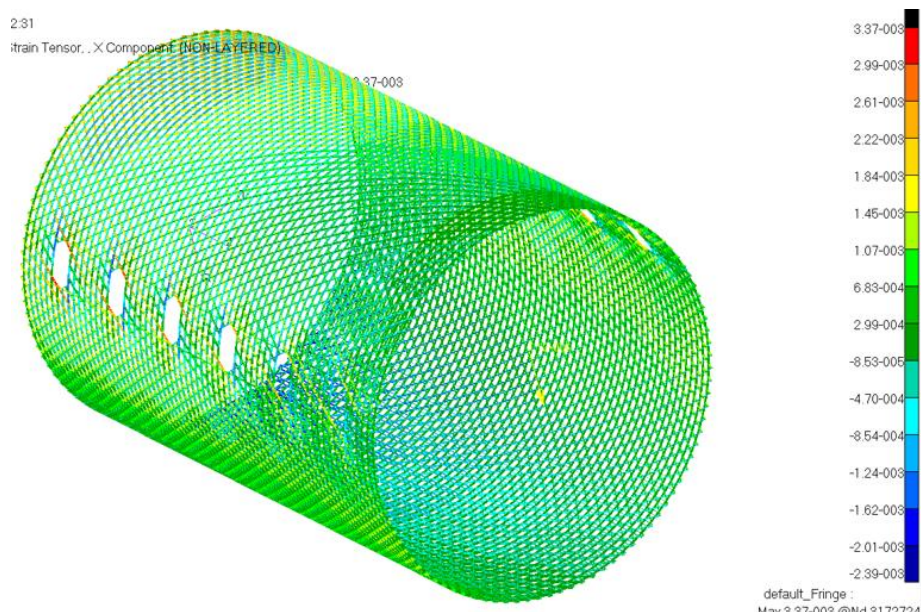


Рисунок 43 – Продольные деформации ребер для изгиба в вертикальной плоскости

Для валидации методов моделирования результаты расчетных исследований были сравнены с экспериментальными данными на случай изгиб в вертикальной плоскости.

Таблица 6 – Сравнение деформаций конструкции отсека в зоне верхнего свода на случай изгиб в вертикальной плоскости

№ п/п	Эксп-т, $\varepsilon \times 10^{-5}$	МКЭ, $\varepsilon \times 10^{-5}$	Невязка, %	№ п/п	Эксп-т, $\varepsilon \times 10^{-5}$	МКЭ, $\varepsilon \times 10^{-5}$	Невязка, %	№ п/п	Эксп-т, $\varepsilon \times 10^{-5}$	МКЭ, $\varepsilon \times 10^{-5}$	Невязка, %
1	104,4	102,8	1,5	12	101	99,4	1,6	23	107,9	98,6	8,6
2	103,4	102,1	1,3	13	104	102,2	1,7	24	96,5	101,5	-5,2
3	98,7	97	1,7	14	97,9	96,1	1,8	25	104,4	105	-0,6
4	100,9	99,6	1,3	15	101,7	100	1,7	26	115,4	97,7	15,3
5	106,5	104,6	1,8	16	110,6	108,5	1,9	27	106,3	97,9	7,9
6	98,9	97,8	1,1	17	102,5	102,8	-0,3	28	98,1	99,4	-1,3
7	99,9	98,6	1,3	18	105,1	102,1	2,9	29	98,7	102,2	-3,5
8	102,5	101,5	1	19	105,3	97	7,9	30	110,2	96,1	12,8

9	105,7	105	0,7	20	100,2	99,6	0,6	31	111,8	100	10,6
10	98,6	97,7	0,9	21	112,0	104,6	6,6	32	101	108,5	-7,4
11	99	97,9	1,1	22	102,1	97,8	4,2				

Таблица 7 – Сравнение деформаций конструкции отсека в зоне нижнего свода на случай изгиб в вертикальной плоскости

№п/п	Эксп-т, $\varepsilon \times 10^{-5}$	МКЭ, $\varepsilon \times 10^{-5}$	Невязка, %	№п/п	Эксп-т, $\varepsilon \times 10^{-5}$	МКЭ, $\varepsilon \times 10^{-5}$	Невязка, %	№п/п	Эксп-т, $\varepsilon \times 10^{-5}$	МКЭ, $\varepsilon \times 10^{-5}$	Невязка, %
33	-98,5	-97,3	1,2	40	-90,7	-89	1,9	47	-101,1	-97,8	3,3
34	-97,8	-96,6	1,2	41	-96,4	-94,7	1,8	48	-94,4	-100,1	-6,0
35	-94,2	-93	1,3	42	-87	-85	2,3	49	-99,8	-94,6	5,2
36	-87,8	-86,6	1,4	43	-95,6	-97,3	-1,8	50	-94,2	-89	5,5
37	-99,4	-97,8	1,6	44	-95,1	-96,6	-1,6	51	-80,3	-94,7	-17,9
38	-101,5	-100,1	1,4	45	-99,7	-93	6,7	52	-91,6	-85	7,2
39	-96,3	-94,6	1,8	46	-94,7	-86,6	8,6				

Как видно из результатов сравнения расчетных и экспериментальных данных по деформациям невязки в уровне параметров НДС не превышают 5 %, однако для отдельных зон они доходят до 17 %, однако это скорее всего связано либо с погрешностью измерений, либо погрешностями конструкции, поскольку симметричная конструкция при симметричном нагружении должна иметь симметричное распределение НДС, чего не наблюдалось в ряде зон оболочки.

Сравнительный анализ результатов показал, что модель второго уровня полностью соответствует требованиям, предъявляемым к данной модели для оценки прочностных характеристик сетчатой конструкции.

3.1.3 Валидация модели третьего уровня

Модель сетчатой конструкции третьего уровня детализации используется для решения задач локальной прочности и устойчивости отдельных фрагментов рёберной структуры и отдельных рёбер. В рамках модели третьего уровня моделируются участки сетчатой конструкции, граничные условия и нагрузки, на которые формируются на втором уровне детализации. МКЭ модель третьего уровня формируется из изгибных плоских конечных элементов (Рисунок 44).

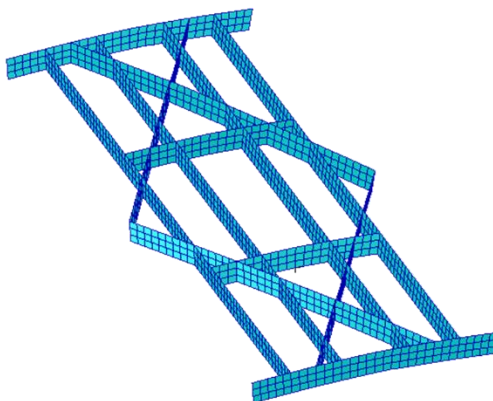


Рисунок 44 – МКЭ модель третьего уровня

В рамках проекта Минобрнауки (Субсидия № 14.628.21.0002 от 11.11.2015) были проведены исследования устойчивости и закритического поведения сетчатых композитных конструкций. В рамках этих исследований был проведен эксперимент по определению параметров локальной устойчивости сетчатой конструкции, показанной на рисунке (Рисунок 45).



Рисунок 45 – Фрагмент сетчатой конструкции в испытательной машине

Согласно результатам экспериментальных исследований критическая сила потери локальной устойчивости ребер фрагмента составила 48,8 кН. При этом практически одновременно потеряли устойчивость продольные ребра каркаса (Рисунок 46). Потеря устойчивости ребер произошла по форме с одной полуволной.

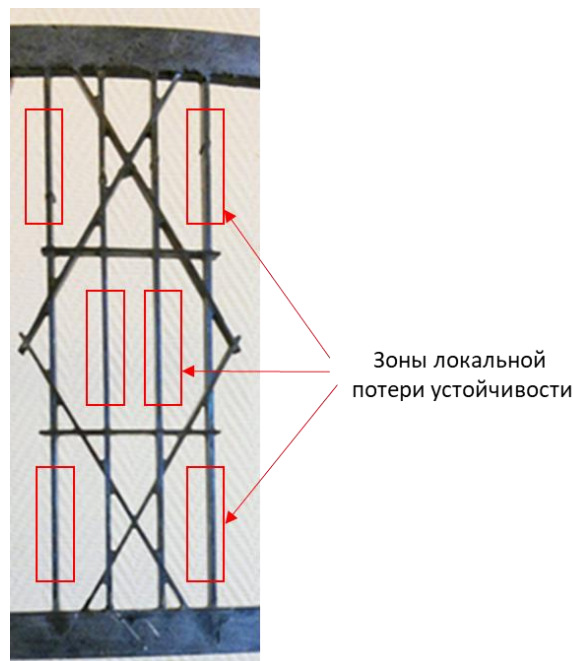


Рисунок 46 – Зоны локальной потери устойчивости

В рамках диссертационной работы с использованием универсального алгоритма формирования МКЭ моделей третьего уровня детализации была создана МКЭ модель исследованного фрагмента конструкции. На основе этой МКЭ модели был проведен линейный анализ локальной устойчивости фрагмента сетчатой конструкции. В результате МКЭ анализа модели третьего уровня детализации были получены формы потери устойчивости и минимальная критическая сила потери локальной устойчивости. Формы потери устойчивости показаны на рисунке (Рисунок 47). Как видно из сравнения результатов экспериментальных исследований и МКЭ анализа, с помощью предложенной модели третьего уровня детализации могут быть корректно получены зоны и формы локальной потери устойчивости сетчатой конструкции. При этом погрешность определения критической силы потери устойчивости составляет ~3,8 %.

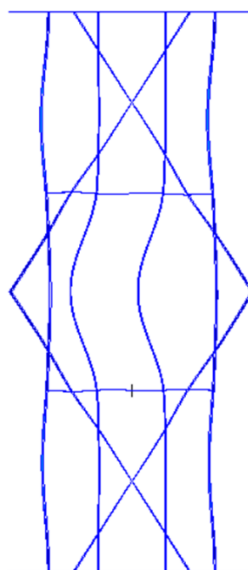


Рисунок 47 – Расчетная форма потери устойчивости (МКЭ-анализ)

Результаты валидационных исследований показали, что предложенная в рамках нового метода гармонизации запасов прочности трёхуровневая МКЭ модель полностью соответствует своему назначению для каждого из трёх уровней, обеспечивая при этом необходимую точность вычислений.

3.2 Влияние нерегулярности, в виде изменения угла спиральных рёбер, на прочностные и жесткостные характеристики отсеков фюзеляжа при решении модельных задач

В данном параграфе представлены результаты параметрических зависимостей, подтверждающих работоспособность разработанного метода гармонизации для сетчатых отсеков с точки зрения улучшения прочностных, жесткостных и весовых характеристик. Данные зависимости были получены в рамках концептуальных исследований.

Объектом исследований были гипотетические отсеки носовой части фюзеляжа с относительным удлинением $L/D = 1.5$, где L – длина отсека, D – диаметр. В качестве расчетных условий для оценки прочности была использована схема нагружения, когда одно сечение отсека имело жесткую заделку, а другое нагружалось изгибающим моментом, перерезывающей силой и распределённой по длине погонной нагрузкой.

3.2.1 Зависимость прочностных, жесткостных и массовых характеристик от изменения угла спиральных ребер по окружности отсека

Изменение углов спиральных ребер по окружности отсека в исследуемом диапазоне приводит к изменению прочностных и жесткостных характеристик. Масса каркаса при этом практически не меняется в пределах погрешности построения реберной сетки в

применяемом алгоритме. Происходит увеличение жесткости в вертикальной плоскости вместе с падением жесткости в горизонтальной. В качестве степени нерегулярности рассматривалась разность углов спиральных ребер на боковой и верхней/нижней образующих $\varphi_0 - \varphi_1$ при значении $(\varphi_0 + \varphi_1)/2 = 24^\circ$.

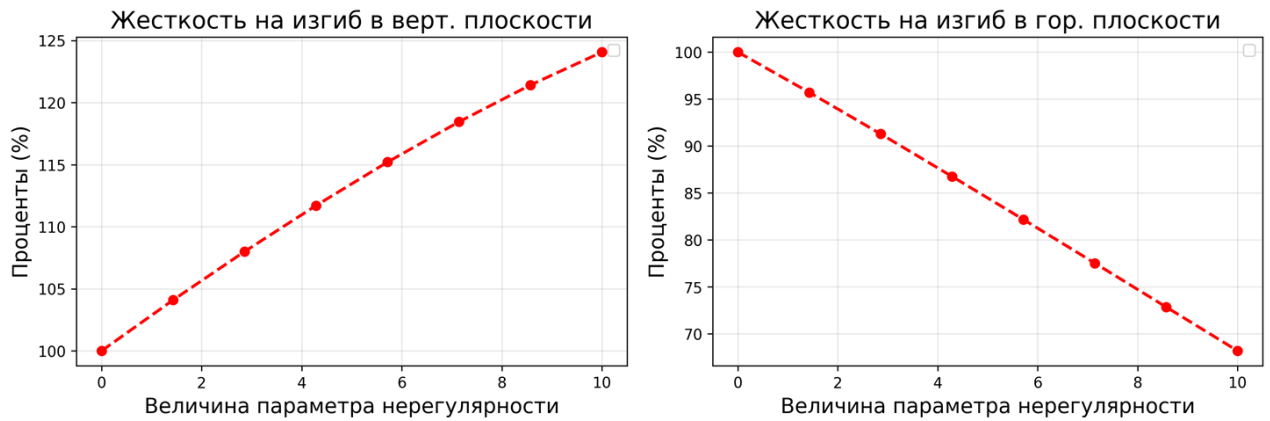


Рисунок 48 – Изгибные жесткости в зависимости от степени нерегулярности (тип 1)

Крутильная жесткость при этом остается практически неизменной.

Происходит увеличение запасов местной и общей устойчивости, что обусловлено улучшением жесткостных характеристик.

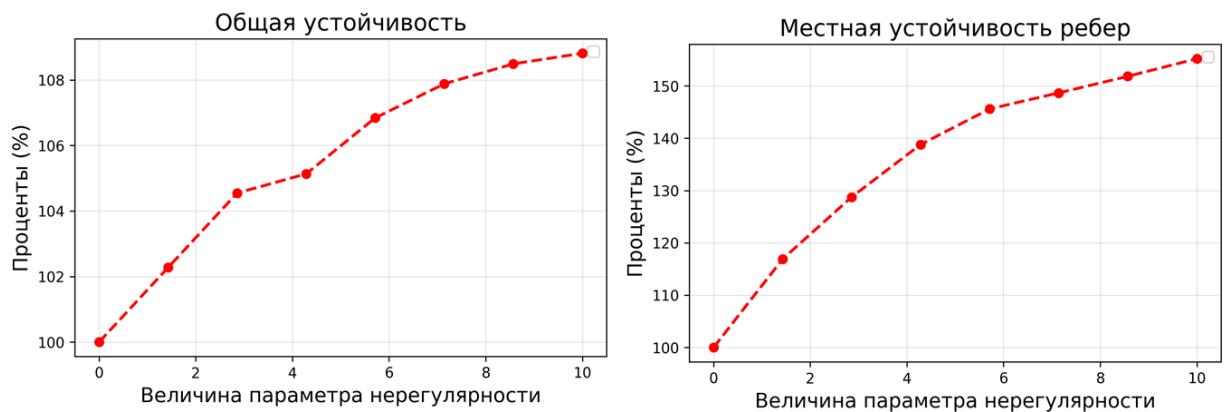


Рисунок 49 – Запасы устойчивости в зависимости от степени нерегулярности (тип 1)

Также происходит некоторый рост запасов прочности ребер (Рисунок 50):

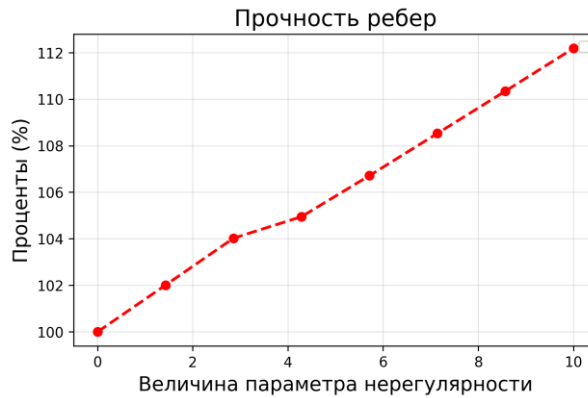
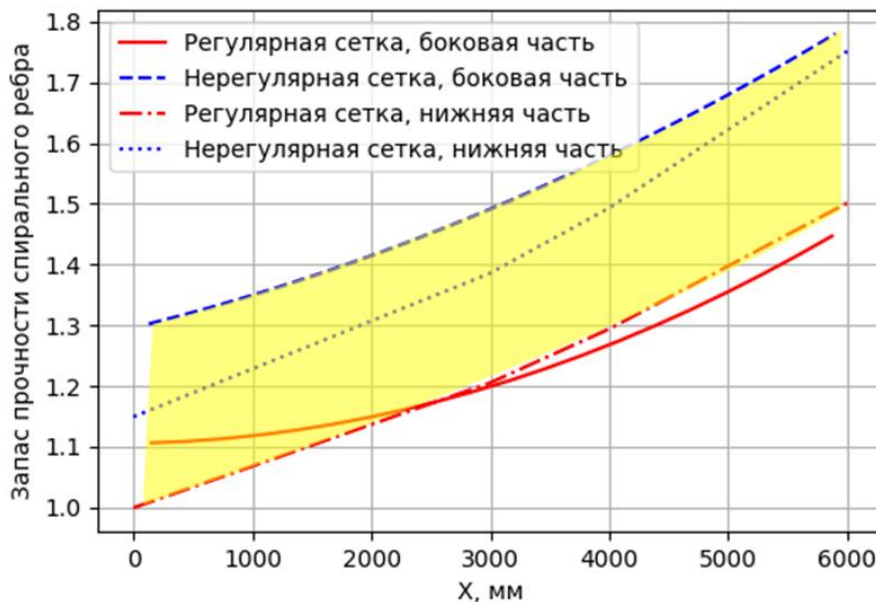


Рисунок 50 – Запасы прочности в зависимости от степени нерегулярности (тип 1)

В целом по всей длине отсека в верхних/нижних и боковых частях происходит увеличение запасов прочности.



Потенциал
экономии массы
или увеличения
жесткости

Рисунок 51 – Параметрические зависимости запасов прочности спиральных ребер сечтатого отсека с регулярной ($\varphi = 26^\circ$) и нерегулярной структурой (тип 1, $\varphi_0 = 20^\circ$, $\varphi_1 = 32^\circ$)

3.2.2 Зависимость прочностных, жесткостных и массовых характеристик от изменения угла спиральных ребер по длине отсека

В качестве степени нерегулярности рассматривалась разность углов спиральных ребер в носовой и заднем сечениях отсека $\varphi_0 - \varphi_1$, угол спиральных ребер в заднем сечении отсека $\varphi_0 = 26^\circ$.

Уменьшение углов спиральных ребер по длине позволяет уменьшить избыток запасов прочности в зонах с меньшей перерезывающей силой. Происходит увеличение изгибной жесткости в вертикальной и горизонтальной плоскости вместе с падением крутильной жесткости (Рисунок 52).

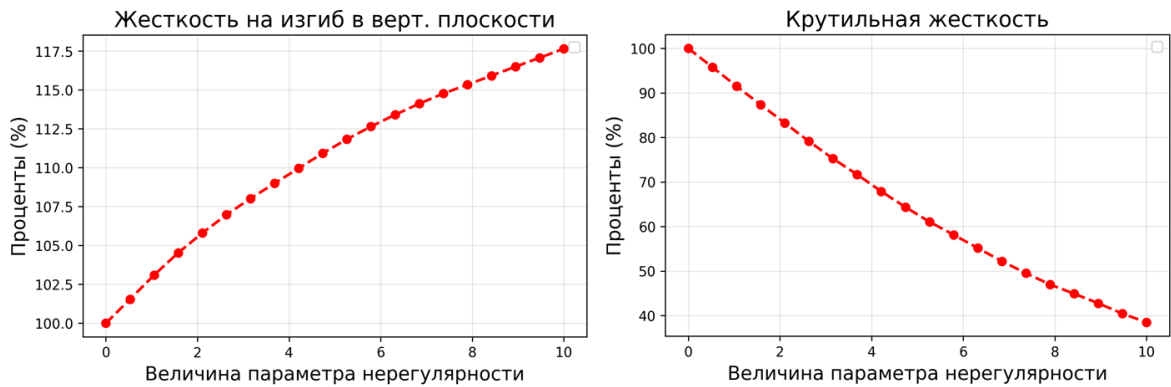


Рисунок 52 – Изгибные и крутильные жесткости в зависимости от степени нерегулярности (тип 2)

Масса каркаса уменьшается за счет разрежения сетчатой структуры отсека по мере удаления от закреплённого торца (Рисунок 53):

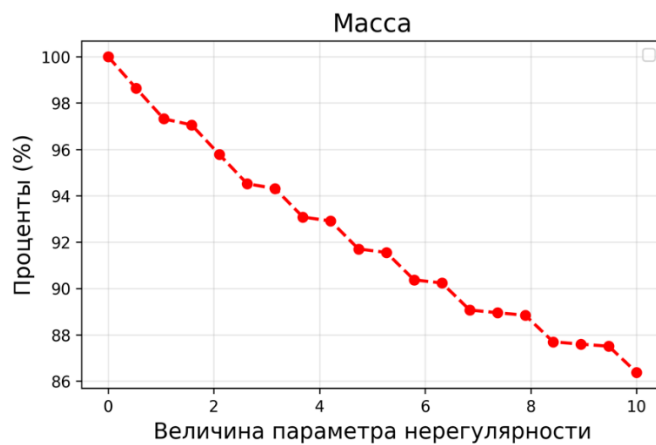


Рисунок 53 – Масса в зависимости от степени нерегулярности (тип 2)

Запасы по устойчивости при увеличении нерегулярности сперва уменьшаются незначительно, однако, начиная с определенной величины ослабление структуры «догоняет» уменьшение нагрузки и происходит резкое снижение запасов (Рисунок 54).

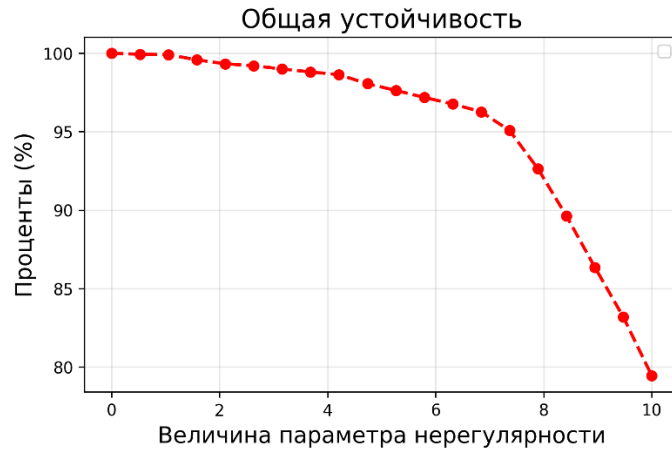
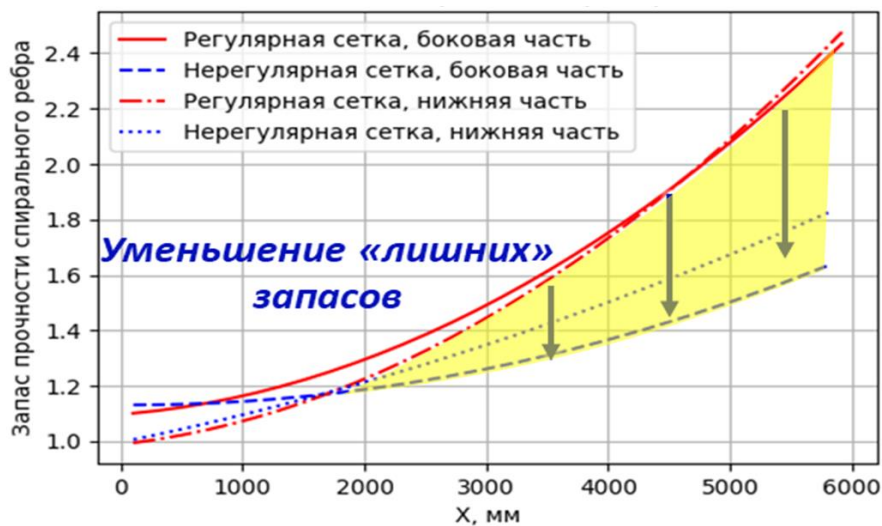


Рисунок 54 – Устойчивость в зависимости от степени нерегулярности (тип 2)

В целом по всей длине отсека в верхних/нижних и боковых частях происходит снижение избыточных запасов (Рисунок 55).



Потенциал
повышения
жесткостных
характеристик и
снижение массы

Рисунок 55 – Параметрические зависимости запасов прочности спиральных ребер сетчатого отсека с регулярной ($\varphi = 24^\circ$) и нерегулярной структурой (тип 2, $\varphi_0 = 24^\circ$, $\varphi_1 = 18^\circ$)

Концептуальные исследования по определению параметрических зависимостей прочностных жесткостных и массовых характеристики при вариации изменения углов спиральных ребер по длине и окружности фюзеляжа подтвердили работоспособность метода по отношению к цилиндрическим отсекам фюзеляжа и обосновали возможность за счёт гармонизации запасов прочности улучшить прочностные, жесткостные и массовые характеристики сетчатых отсеков фюзеляжа

3.3 Формирование зависимостей прочностных, жесткостных и массовых характеристик панелей крыла от изменения угла спиральных ребер при решении модельных задач

Анализ влияния нерегулярности на прочностные и весовые характеристики также был проведен для панелей крыла. Анализ был проведен для типичных значений нагружения для верхних панелей крыла регионального самолета.

Для анализа эффективности предложенных схем были проведены параметрические расчеты для отсека в средней части крыла (Рисунок 4 (б)). Нагружение характеризуется монотонно возрастающим изгибающим и крутящим моментом от конца крыла к центроплану (рисунок 58).

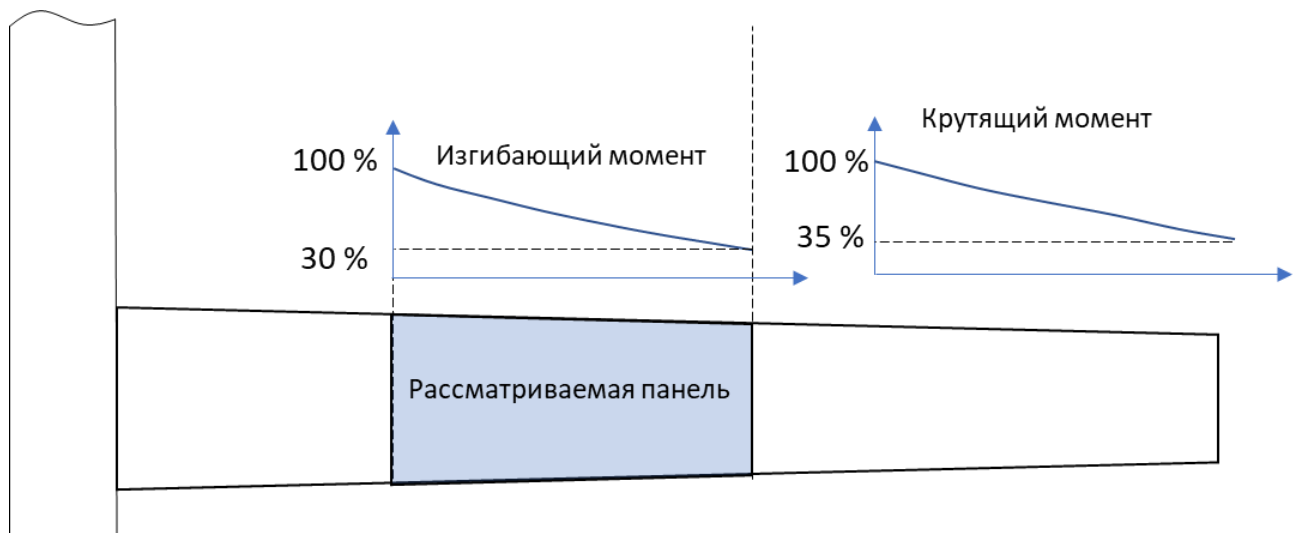


Рисунок 56 – Запасы прочности в ребрах панелей в крыле лонжеронной схемы и в крыле с несущими панелями

Увеличение нерегулярности позволяет добиться снижения массы (Рисунок 57).

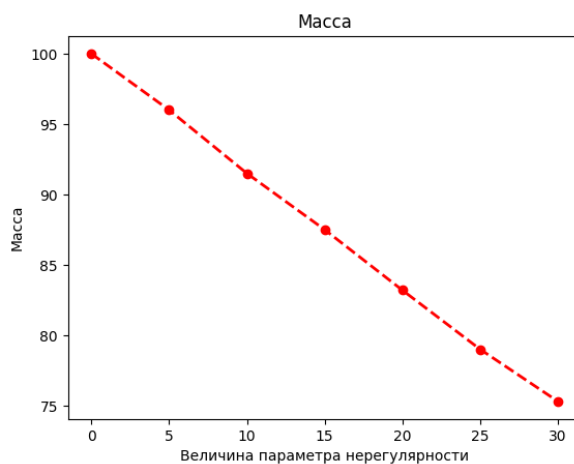


Рисунок 57 – Изменение массы в зависимости от степени нерегулярности в крыле

При увеличении степени нерегулярности происходит увеличение запасов по общей устойчивости и уменьшение запасов местной (Рисунок 58).

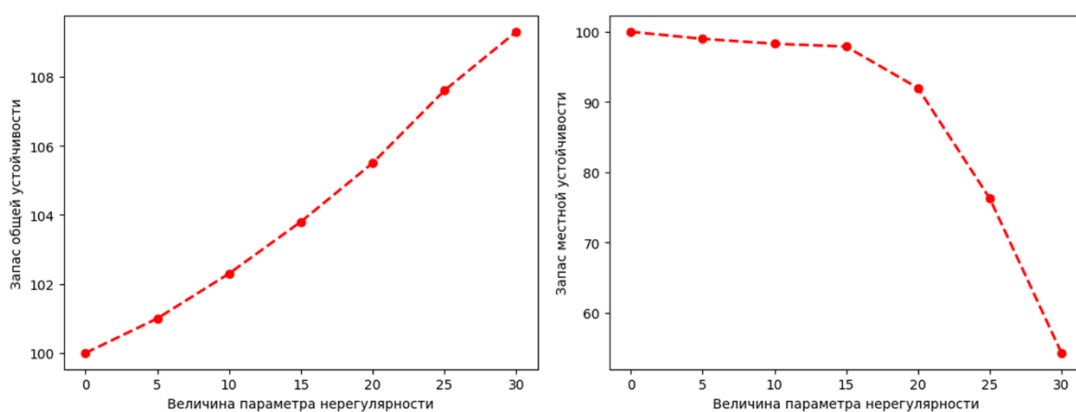


Рисунок 58 – Изменение запасов общей и местной устойчивости при изменении степени нерегулярности в крыле

При использовании нерегулярности в панели происходит гармонизация запасов прочности в ребрах по сравнению с регулярной сеткой (Рисунок 59).

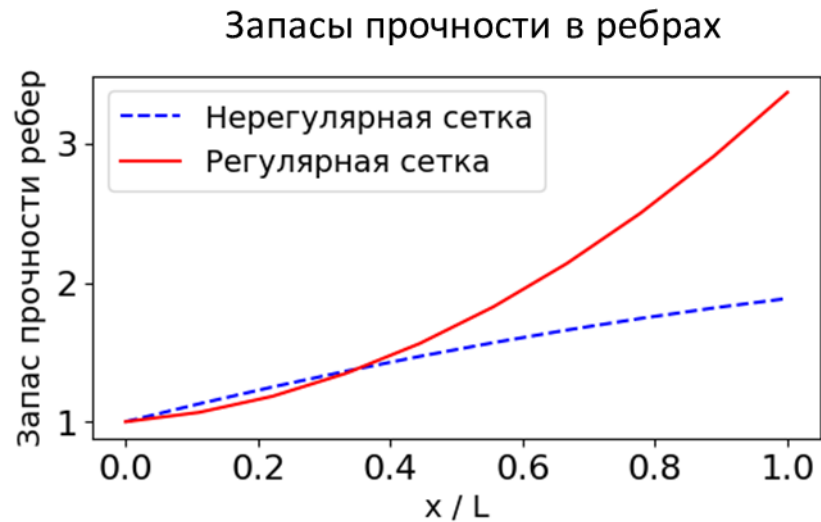


Рисунок 59 – Гармонизация запасов прочности по длине панели при использовании нерегулярности

Полученные в данном параграфе параметрические зависимости прочностных жесткостных и массовых характеристик сетчатых панелях крыла от изменения углов диагональных ребер, показали работоспособность разработанных метода гармонизации. Данные зависимости имеют практический интерес для решения задач статической прочности и аэроупругости конкретных конструкций пассажирских самолётов.

4 Исследование прочностных и жесткостных характеристик нерегулярных сетчатых структур

4.1 Анализ прочностных и весовых характеристик отсеков носовой части фюзеляжа СМС

Приведен анализ прочности и оценки повышения весовой эффективности по сравнению с металлической и «Black metal» КСС от использования нерегулярных сетчатых структур в отсеке фюзеляжа среднемагистрального самолета (Рисунок 60). Анализ проводился с использованием разработанной методики анализа прочности на трех уровнях детализации.

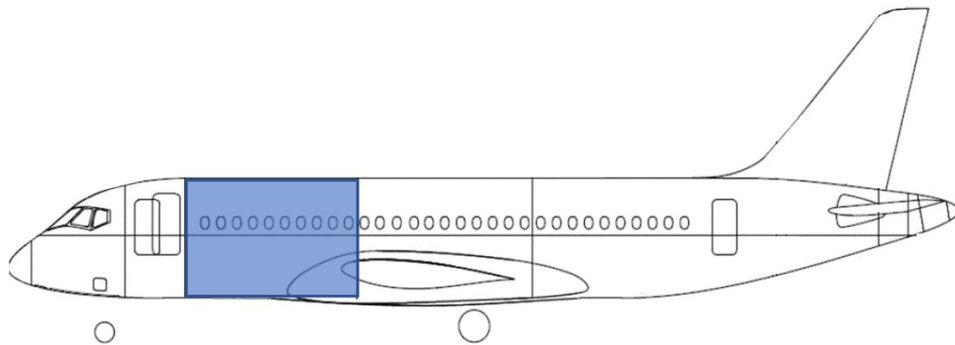


Рисунок 60 – отсек в конструкции фюзеляжа.

Конечно-элементная модель первого уровня показана на рисунке (Рисунок 61).

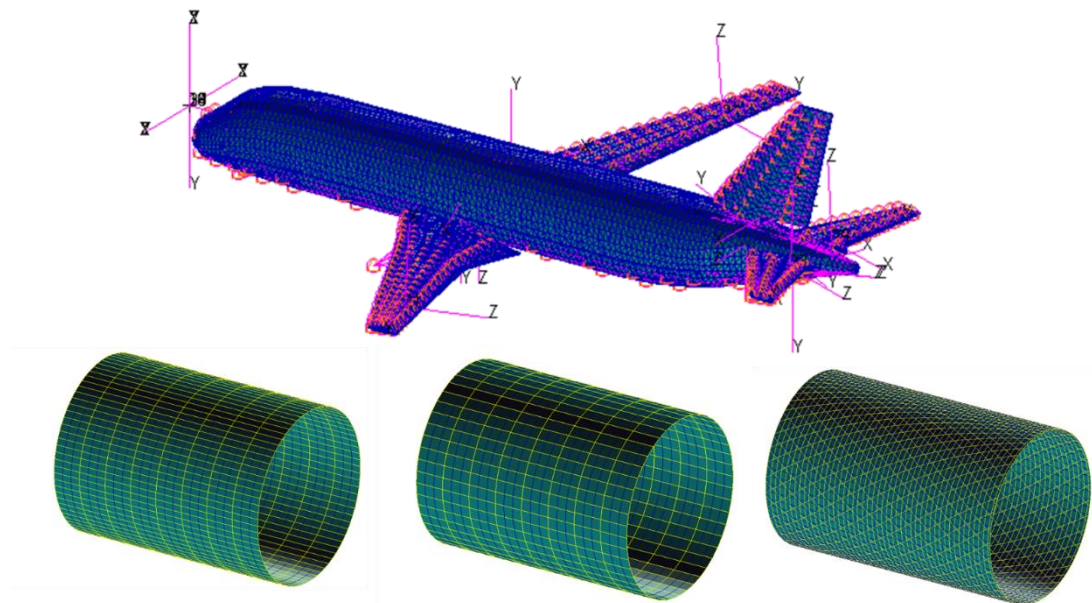


Рисунок 61 – Модель первого уровня и модели второго уровня для обшивочной металлической, обшивочной композитной и сетчатой КСС

Анализ прочности отсека производился для критического случая нагружения (А'), который был дополнен давлением. Случай нагружения №1 – комбинация давления наддува, перерезывающей силы и изгибающего момента. Случай нагружения №2 – случай маневренного нагружения на низкой высоте – перерезывающая сила и изгибающий момент, давление наддува отсутствует. Случай нагружения №3 – максимальное расчетное давление наддува на высоте (расчетное давление, с учетом коэффициента 1.5 в соответствии с АП-25).

Сравнительный анализ был проведен для 5 вариантов конструкции: обшивочная металлическая КСС, обшивочная композитная, сетчатая регулярная и сетчатая нерегулярная (по углу спиральных ребер по окружности и по длине). Варьируемыми при анализе переменными являлись параметры сечений силовых элементов, параметры нерегулярностей и параметры топологии силовых элементов. В таблицах ниже указаны диапазоны варьируемых параметров для исследуемых вариантов КСС.

Таблица 8 – Ограничения на параметры металлической и «black metal» КСС

Величина	Ограничение
Шаг шпангоутов, см	=50
Шаг стрингеров, см	8...20
Ширины сечения полок и стенки стрингера, мм	20...50
Толщины сечения полок и стенки стрингера, мм	1...5
Ширины сечения полок и стенки шпангоута, мм	50...100
Толщины сечения полок и стенки шпангоута, мм	3...10
Толщина обшивки, мм	0.8...10

Таблица 9 – Ограничения на параметры сетчатой КСС

Величина	Ограничение
К-во пар спиральных ребер	16...80
Угол спиральных ребер, гр.	15...50
Высота ребер, мм	20...50

Ширина ребер, мм	2...10
------------------	--------

При расчетах металлического варианта были приняты упругие свойства алюминиевого сплава: $E = 7.2 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $\mu = 0.3$. При расчетах варианта КСС «Black metal» - квазиизотропный композит $E = 6 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $\mu = 0.3$. При расчетах сетчатой КСС материал для ребер был принят в соответствии со свойствами однонаправленного композита со среднемодульными волокнами: $E_x = 9 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $E_y, E_z = 6 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$, $G_{xy}, G_{yz}, G_{xz} = 5 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$, $\mu_{xy} = 0.3$, $\mu_{yz}, \mu_{xz} = 0.2$. Ограничения на прочность учитывались в соответствии с таблицей (Таблица 1).

Для металлического отсека по результатам параметрического анализа было получено, что активными ограничениями являются запасы прочности, жесткости и общей устойчивости в корневой зоне. Предельно допустимые напряжения возникают в верхней части отсека при комбинированном воздействии усилий от момента и наддува (Рисунок 62).

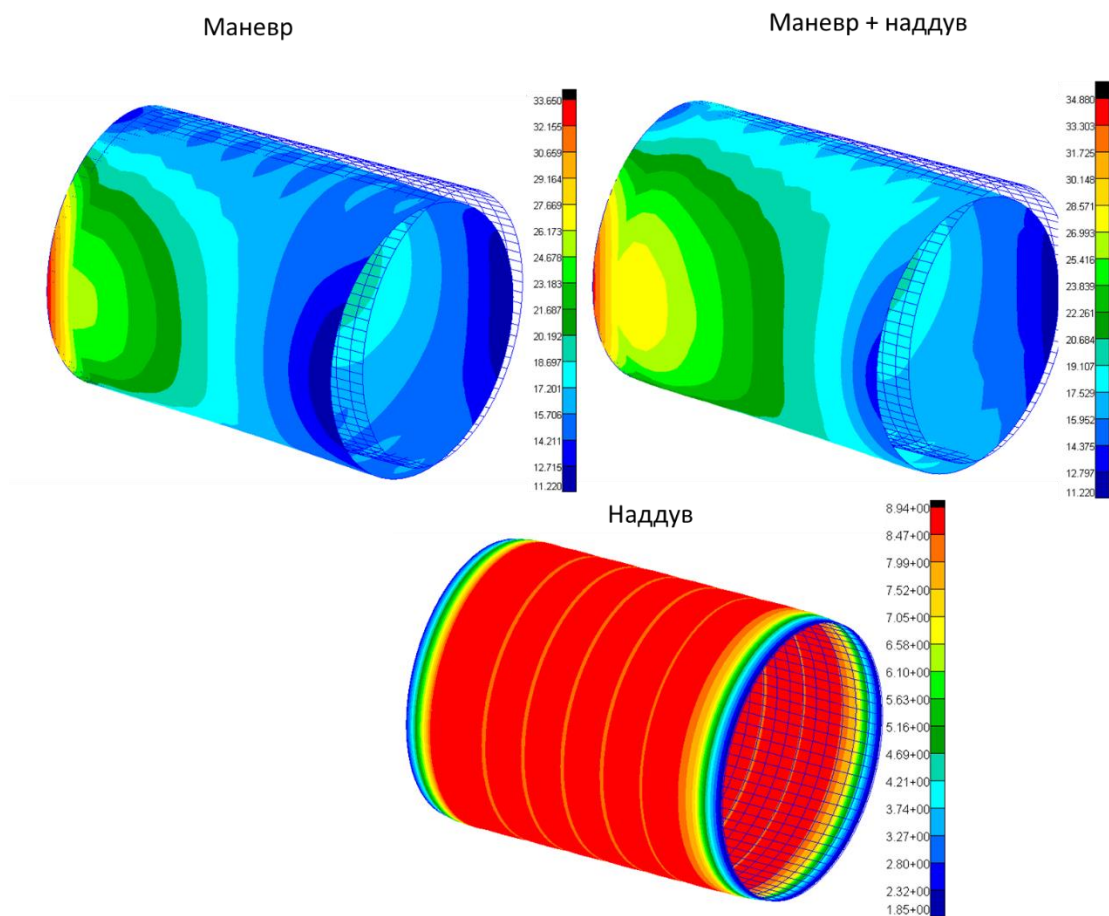


Рисунок 62 – НДС в модели металлического варианта для трех случаев нагружения

Топология подкрепляющего набора и сечения элементов подобраны таким образом, что потеря общей устойчивости возникает при расчетной нагрузке, потеря местной устойчивости – при нагрузке 0.67 от расчетной (Рисунок 63)

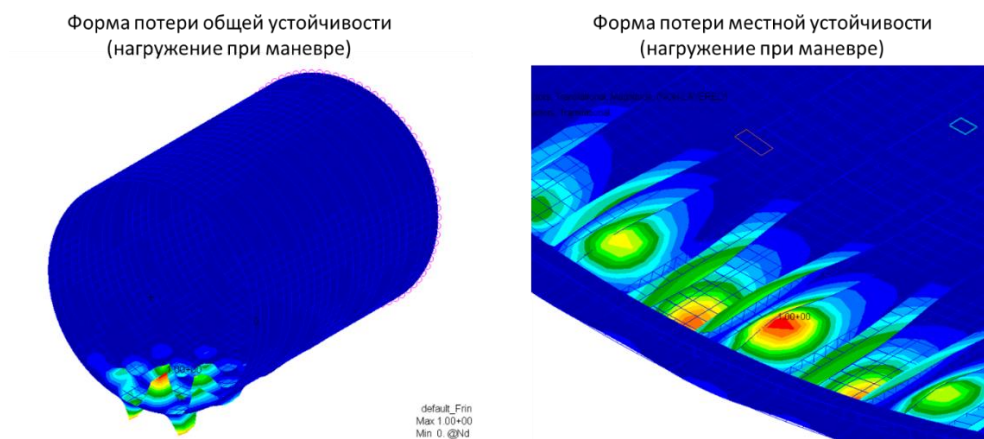


Рисунок 63 – Формы потери общей и местной устойчивости в металлическом варианте

Для отсека КСС «black metal» активными ограничениями являются запасы прочности обшивки по предельным напряжениям на сжатие (Рисунок 64). В связи с ограничениями на предельные напряжения сечения обшивки и подкрепляющ набора достигают значений, при которых запасы по прочности удовлетворяются с избытком.

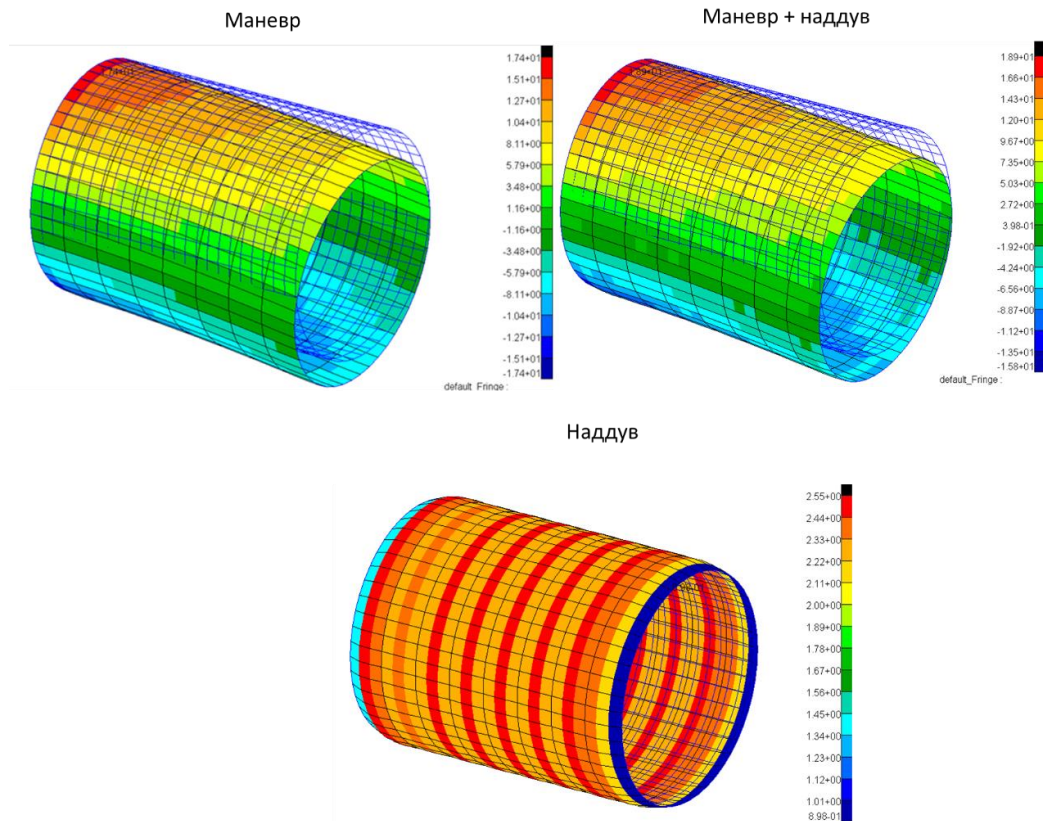


Рисунок 64 – НДС в модели варианта «black metal» для трех случаев нагружения

Для сетчатых отсеков характерен выход на активные ограничения по деформациям сжатия, общей и местной устойчивости. На рисунке (Рисунок 65) представлены НДС в трех случаях нагружения для сетчатого отсека с нерегулярностью.

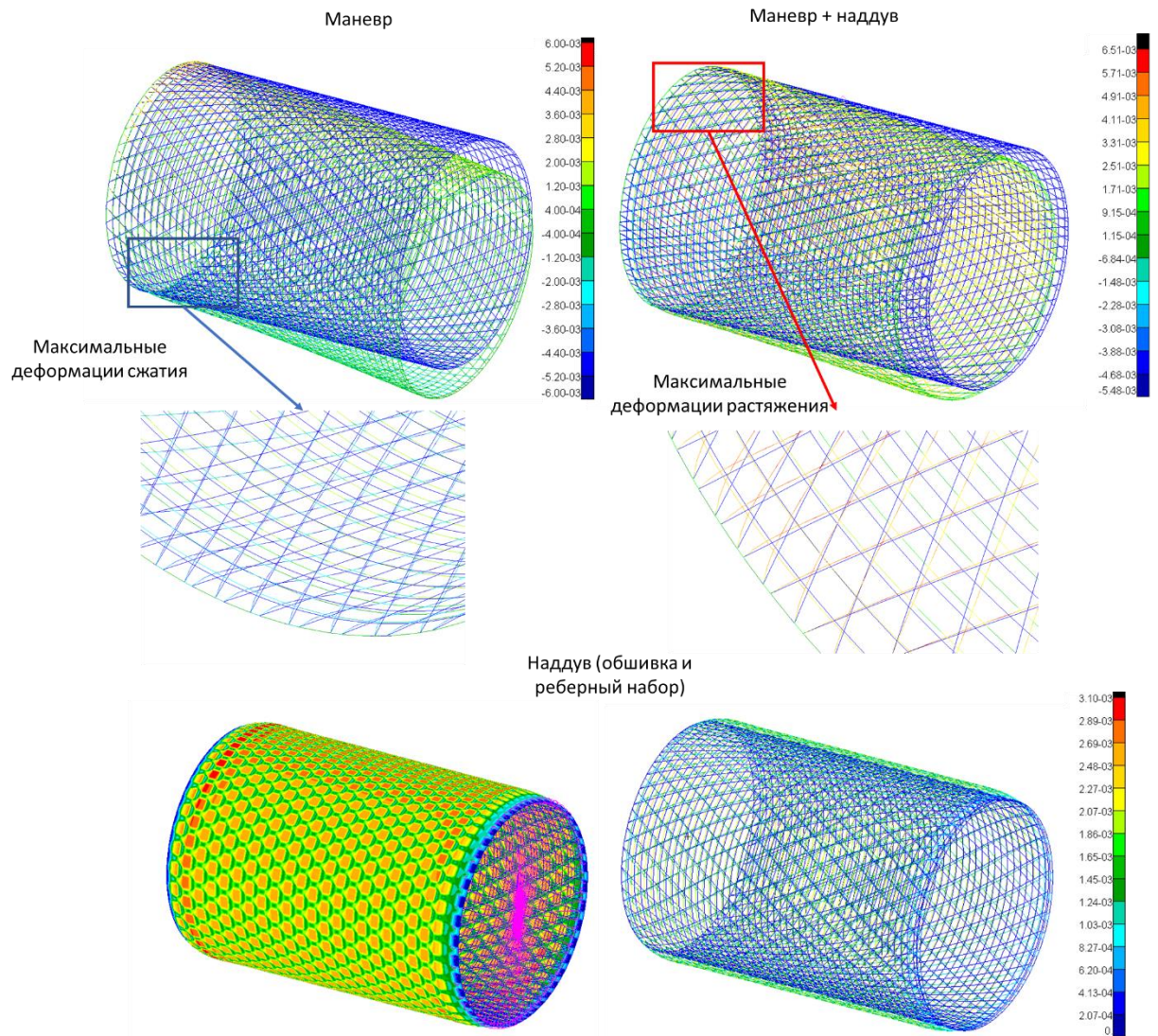


Рисунок 65 – НДС в модели сетчатого варианта для трех случаев нагружения

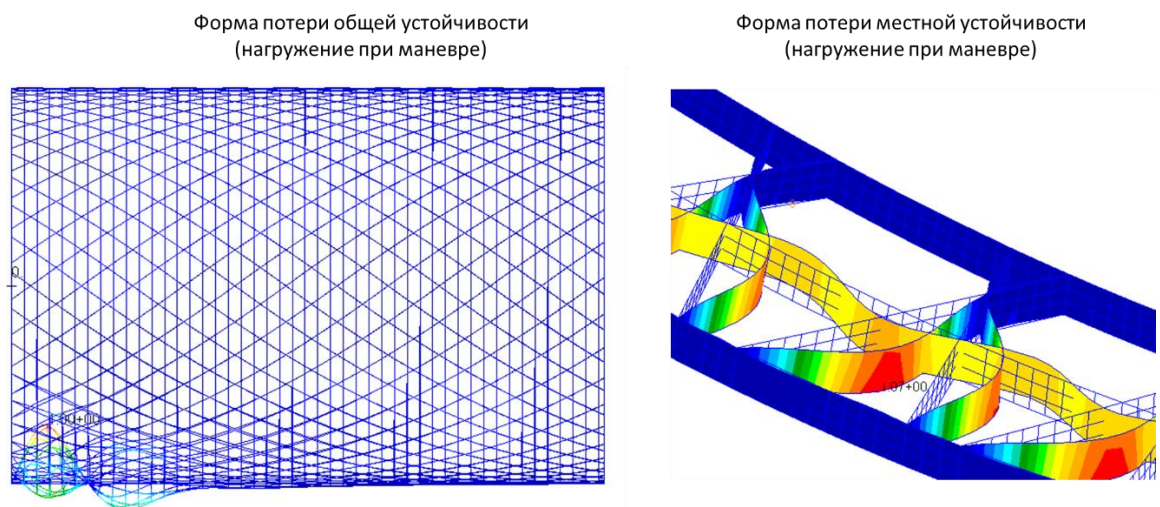


Рисунок 66 – Формы потери общей и местной устойчивости

Использование нерегулярной (по окружности) КСС позволило снизить вес каркаса на 7.3 %, нерегулярной по длине – на 5.4 %. Результаты сравнительного анализа веса с учетом обшивки и системы защиты ребер показаны в таблице (Таблица 10):

Таблица 10 –Сравнение веса разных вариантов КСС отсека

Составляющая	Традиционная алюминиевая КСС	Композитная обшивочная	Реберная регулярная КСС	Нерегулярная по окружности	Нерегулярная по длине
Вес силовой части	(100%)	96 %	53.4 %	49.5%	50.4 %
Вес обшивки			28.8 %	28.8 %	28.8 %
Вес защиты	0 %	0 %	8 %	7.4%	7.1 %
Итог	100 %	96 %	90	85.7 %	86.3 %

4.2 Анализ жесткостных характеристик отсеков носовой части фюзеляжа СПС

Для исследования фундаментальных проблем создания сверхзвуковых пассажирских самолётов в РФ был создан научный центра мирового уровня «Сверхзвук». В ходе работ в НЦМУ была создана компоновочная схема СПС R2. Данная компоновочная схема СПС имеет ряд конструктивных особенностей по сравнению, как с традиционными дозвуковыми пассажирскими самолётами, так и по сравнению со сверхзвуковыми самолётами первого поколения.

Относительно традиционных конструкций дозвуковых пассажирских самолётов из алюминиевых сплавов данная конструкция отличается значительно большим относительным удлинением носовой части фюзеляжа, малыми строительными высотами крыла, также расположением силовой установки. Сверхзвуковые пассажирские самолёта первого поколения Ту 144 и Concorde, также имеют существенно меньшие удлинения носовой части фюзеляжа (~в 1.5 раза).

Описанные выше особенности СПС второго поколения создают ряд новых факторов, влияющих на процедуры анализа прочности конструкции. К таким факторам относятся:

- более жесткие требования по аэроупругости носовой части фюзеляжа;
- ограничения по жесткости конструкции, обусловленные требованиями по уровню звукового удара.

Более строгие требования к прочности носовой части фюзеляжа самолета СПС R2 обусловлены увеличенной длиной носовой части фюзеляжа, а также необходимостью

ограничить деформации фюзеляжа при полете на крейсерском режиме для минимизации уровня шумового воздействия. Эти ограничения устанавливаются исходя из предельного угла отклонения оси фюзеляжа относительно центра тяжести самолета.

Что касается ограничений на жесткостные характеристики носовой части фюзеляжа СПС по требованиям аэроупругости, то из-за отсутствия статистических данных по результатам экспериментальных исследований (полетных и трубных испытаний) подобных конструкций (с таким высоким значением относительного удлинения носовой части фюзеляжа) данное ограничение в настоящей работе не использовалось в явном виде, поскольку оно поглощалось ограничением по перемещению, обусловленным звуковым ударом.

Второй особенностью самолёта СПС является большее значение избыточного давления наддува гермокабин фюзеляжа, обусловленные большими высотами полёта, чем у традиционных дозвуковых самолётов (более 13 500 м). Мероприятия по обеспечению прочности фюзеляжа при наддуве являются одними из наиболее важных при доказательстве прочности планера как расчётными, так и экспериментальными методами.

Условия наддува гермокабин фюзеляжа выполненных из алюминиевых сплавов критически важно учитывать при обеспечении ресурсной прочности, так как с ростом избыточного давления повышается уровень кольцевых напряжений, который в свою очередь определяет условия ресурсной прочности продольных стыков панелей фюзеляжа и зон в их окрестности.

Для композитных конструкций, наддув гермокабин остается определяющим фактором нагружения для обшивочных панельных конструкций с силовой обшивкой, таких как самолёт A350, и не является актуальной для композитных намоточных конструкций типа Boeing 787, где в процессе полета по условиям прочности поддерживаться давлением, соответствующее атмосферному давлению у земли (даже при диаметрах фюзеляжа 5 м и более). Несмотря на то, что диаметр фюзеляжа самолета СПС не превышает 2 м, большие значения расчётных давлений наддува снижают весовую эффективность традиционных обшивочных КСС. По этой причине в компоновке СПС R2 для основных гермоотсеков предполагается использовать композитные сетчатые КСС, изготавливаемые на основе намоточной технологии.

Таким образом, для конструкции носовой части фюзеляжа, включая гермоотсеки, может быть эффективно использована концепция сетчатой цилиндрической КСС, разработка которой проводилась в проектах AlaSCA, PoLaRBEAR [8, 9], и показавшая высокую эффективность.

Результаты как расчетных, так и экспериментальных исследований подтвердили высокий запас прочности таких конструкций и их успешное сопротивление климатическим факторам и ударным нагрузкам в диапазоне энергии удара до 50 Дж. При этом весовая эффективность

(процентное снижение веса гермоотсеков по сравнению с альтернативной металлической конструкцией и конструкцией типа «black metal») была обоснована в диапазоне от 10 до 15 % [9].

Ещё одним положительным фактором использования данных конструкций является то, что они не только имеют лучшие весовые характеристики, но и обладают гораздо большими запасами прочности по сравнению с традиционными металлическими конструкциями из-за ограничений на минимальные конструктивные параметры композитных однонаправленных ребер, вызванные недостатками современных технологий изготовления, а также изменением геометрии и жесткостных параметров ребер по длине фюзеляжа.

Еще одним фактором потенциального снижения веса подобных носовых отсеков фюзеляжа может быть уточнение ограничений на жесткостные характеристики носовой части фюзеляжа как по звуковому удару, так и по требованиям аэроупругости. Учитывая отсутствие статистического материала по взаимодействию подобных конструкций с аэродинамическим потоком, данные ограничения трудно сформировать на основе лишь численных исследований. По этой причине крайне востребованными могли быть летные исследования конструкций демонстраторов, где одновременно могли быть получены величины внешних нагрузок на носовую часть фюзеляжа от маневренных нагрузок и нагрузок от беспокойного воздуха, а также определены параметры конструкции, влияющие на затухание колебаний и уровень синергии от взаимодействия основных ее частей, а именно жесткого каркаса и полужесткой 3D-армированной обшивки). Уточнение данных характеристик может быть положительным фактором в реализации больших значений запасов по прочности для конструкции носовой части фюзеляжа в лучшую весовую эффективность. Следует отметить, что без учета требований по звуковому удару конструкции носовых силовых отсеков фюзеляжа могут быть легче на 5-6%, что может позволить получить суммарный выигрыш в весе носовой части фюзеляжа до 15 %, как для носовых частей фюзеляжа дозвуковых среднемагистральных самолётов.

Учитывая важность этих ограничений на безопасность полетов, в настоящей работе были проведены расчеты, по которым был получен Парето-фронт, показывающий взаимную зависимость жесткости и минимально возможной массы конструкции.

Параметрический анализ проводился для регулярной сетки и нерегулярной (по углу спиральных ребер по окружности и по длине) аналогично параграфу 4.1. Ограничения на геометрические и топологические параметры КСС были взяты такими же, как и соответствующие ограничения из предыдущего параграфа. За ограничения по жесткости брались ограничения, взятые при проектировании сетчатых отсеков носовой части СПС, при исследованиях они варьировались от 40 % до 160 %. В результате исследования получен Парето-фронт, показывающий соотношение между потребной жесткостью и минимальной массой отсеков (Рисунок 67).

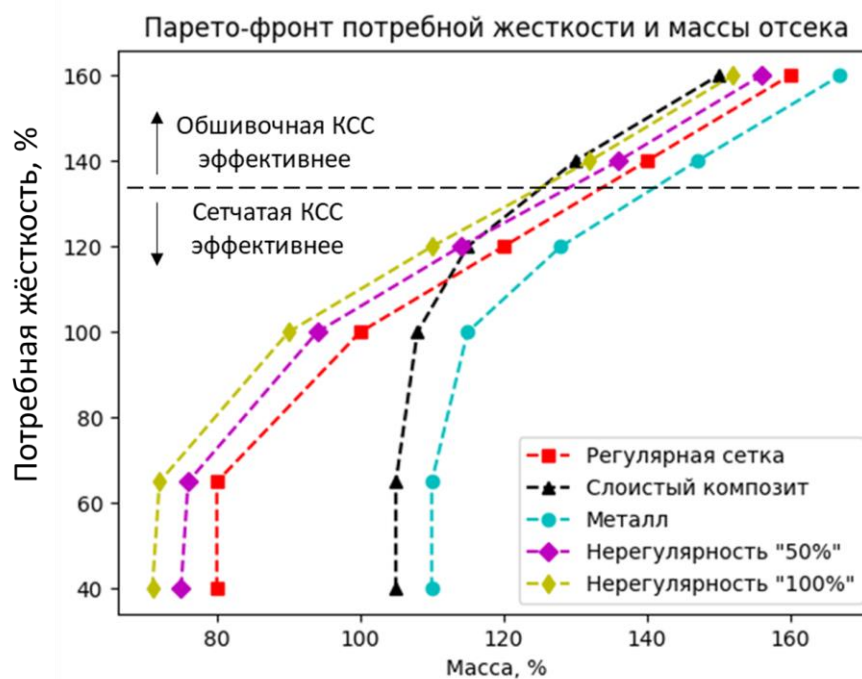


Рисунок 67 - Парето-фронт потребной жесткости и массы отсека

Полученные зависимости между массами отсеков от уровня потребной жесткости говорят об эффективности использования нерегулярной КСС. Вплоть до уровня 137 % потребной жесткости сетчатая КСС имеет лучшие показатели жесткости, чем КСС «black metal», благодаря лучшим прочностным характеристикам в этом диапазоне. Однако при значительном повышении требуемой жесткости отсек из слоистого композита становится выгоднее для использования благодаря тому, что ограничения на прочность перестают быть активными, а удельная жесткость слоистых композитов выше за счет более плотной укладки волокон. Начиная с определенного уровня потребной жесткости для каждого типа КСС минимальная масса перестает меняться в связи с тем, что активными ограничениями по прочности становятся ограничения на деформации и запасы устойчивости. Увеличение степени нерегулярности позволяет расширить диапазон применения реберной сетки при увеличении ограничений на потребную жесткость. На графике приведены данные по массе для степени нерегулярности «100%» (максимальная степень нерегулярности, обеспечивающая улучшение прочностных и жесткостных характеристик) и «50%». Использование нерегулярности позволяет увеличить жесткость конструкции до 8 % при сохранении массы.

Следует отметить, что вместе с повышением изгибной жесткости в вертикальной плоскости уменьшается изгибная жесткость в горизонтальной плоскости, что является основным ограничением в использовании данной схемы нерегулярности в общем случае.

4.3 Анализ прочностных и весовых характеристик отсеков крыла РС

Для регионального самолета в данной работе рассматривается применение бионических принципов при создании высоконагруженных композитных конструкций из современных КМ. В основе так называемой «бионичности» лежат следующие принципы:

1. Использование жесткого силового каркаса, воспринимающего основную часть внешнего нагружения (аналог скелета у животных в природе);
2. Разделение функций восприятия внешних факторов нагружения между отдельными элементами силовой конструкции;
3. Защита силового каркаса от внешнего воздействия;
4. Использование элементов защиты в качестве других функций (формирование аэродинамической поверхности, локальное перераспределение нагрузок, тепло-, звукоизоляция и др.)

В рамках данной работы рассматривается двухлонжеронная схема, содержащая:

1. Однонаправленные пояса лонжеронов;
2. Гофрированные стенки лонжеронов;
3. Сетчатые композитные панели, состоящие из однонаправленных композитных ребер.

Лонжероны состоят из композитных однонаправленных поясов и стенки из гофрированного композитного материала, воспринимающего сдвиг и податливого на сжатие. Гофрированная стенка более жестко связывает между собой композитные однонаправленные пояса, но в тоже время, за счет геометрической особенности стенки, слабо включается в работу на изгиб. Такое разделение функций связано с различием в допускаемых максимальных деформациях. Для однонаправленных композитных поясов максимальные допускаемые деформации на растяжение составляют 0.9%, в то время как для квазиизотропного композитного материала 0.4%. И для того, чтобы была возможность использовать пояса на максимум, стенку практически исключают из совместной работы с поясами.

Верхние и нижние панели состоят из однонаправленных диагональных композитных ребер и поперечных ребер, также обеспечивающих соединение с нервюрами:

Основная задача верхних и нижних панелей – передача аэродинамических нагрузок на пояса лонжеронов, восприятие сдвиговых потоков усилий и создание жесткой связи переднего и заднего лонжеронов.

Приведены сравнительный анализ прочности и веса двухлонжеронного отсека крыла в металлическом и сетчатом регулярном и нерегулярном вариантах (Рисунок 68).

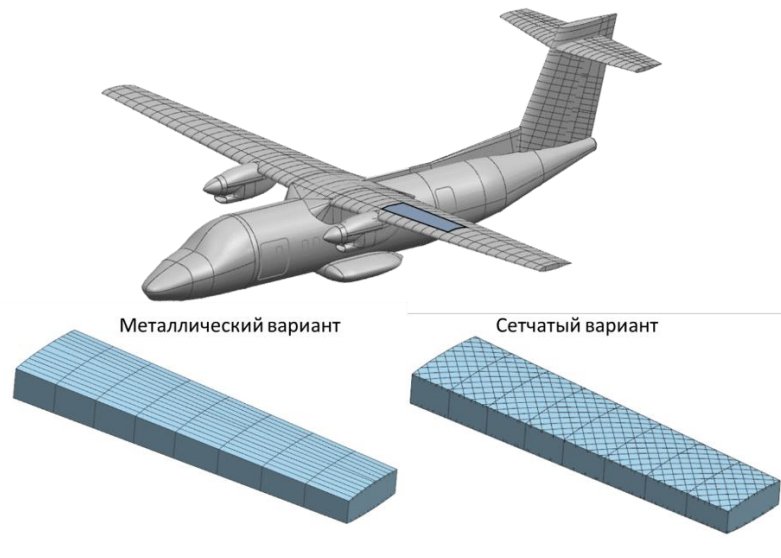


Рисунок 68 – традиционная металлическая и сетчатая КСС отсека крыла

Структура конечно-элементных моделей трех уровней для планера, отсека и локальных зон в панелях показана на рисунке (Рисунок 69).

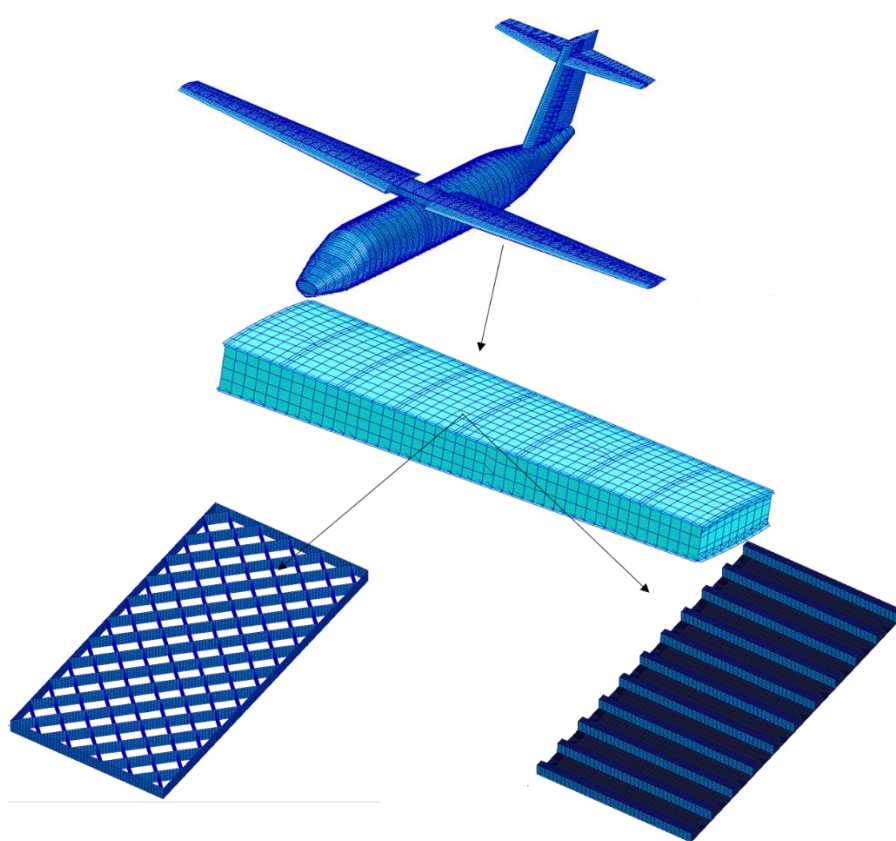


Рисунок 69 – МКЭ модели трех уровней для металлической и сетчатой КСС

Сравнительный параметрический анализ проводился для металлического и сетчатого вариантов. Ограничения на геометрические и топологические параметры КСС показаны в таблице.

Величина	Ограничение
Металлический вариант	
Шаг стрингеров, см	8...20
Ширины сечения полок и стенки стрингера, мм	20...50
Толщины сечения полок и стенки стрингера, мм	1...5
Ширина полки лонжерона, мм	20...100
Толщина полки лонжерона, мм	5...20
Толщина обшивки, мм	0.8...4
Сетчатый вариант	
Шаг спиральных ребер, см	6...10
Угол спиральных ребер	15...45
Высота ребра, мм	5...50
Толщины ребра, мм	2...5
Ширина полки лонжерона, мм	20...100
Толщина полки лонжерона, мм	5...20

Для металлического отсека по результатам параметрического анализа было получено, что активными ограничениями являются запасы общей и местной устойчивости. Топология подкрепляющего набора и сечения элементов подобраны таким образом, что потеря общей устойчивости возникает при расчетной нагрузке, потеря местной устойчивости обшивки – при нагрузке 0.67 от расчетной. НДС отсека при критическом случае нагружения показано на рисунке (Рисунок 70).

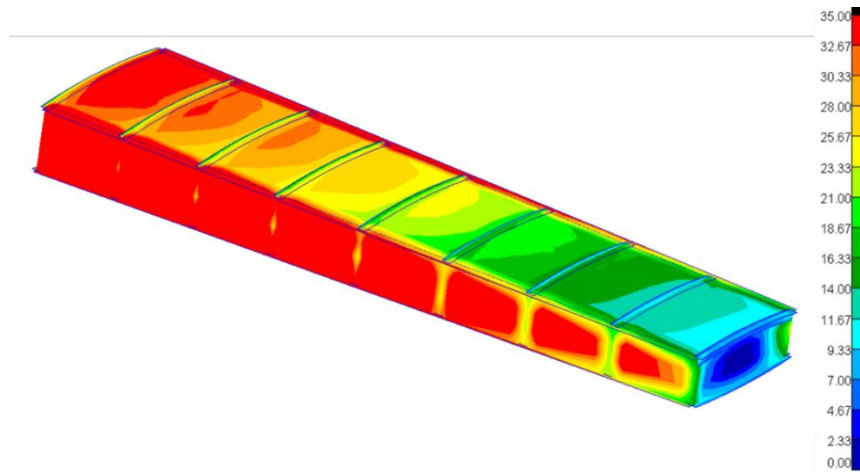


Рисунок 70 – НДС в модели металлического варианта отсека

Запасы местной и общей устойчивости, а также НДС в модели локальной зоны показаны на рисунке (Рисунок 71).

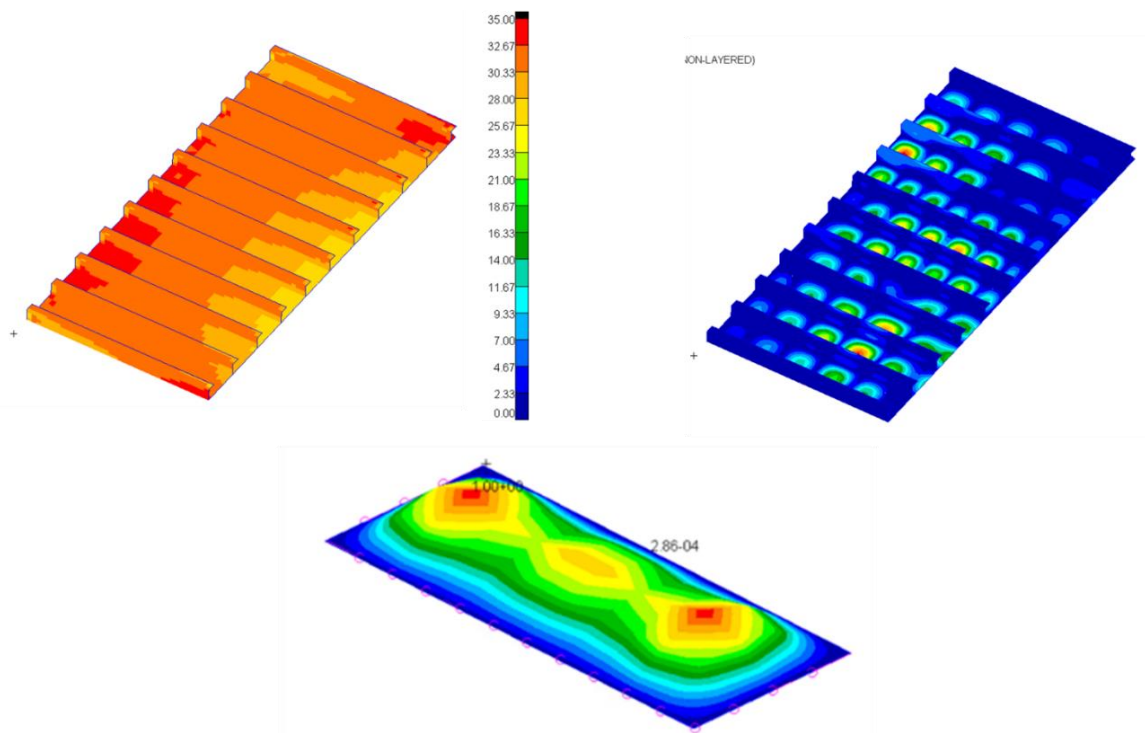


Рисунок 71 – Запасы местной и общей устойчивости, НДС в модели локальной зоны

В случае композитного отсека активными ограничениями являются запасы прочности лонжеронов и запасы местной устойчивости ребер. НДС в композитном отсеке изображено на рисунке.

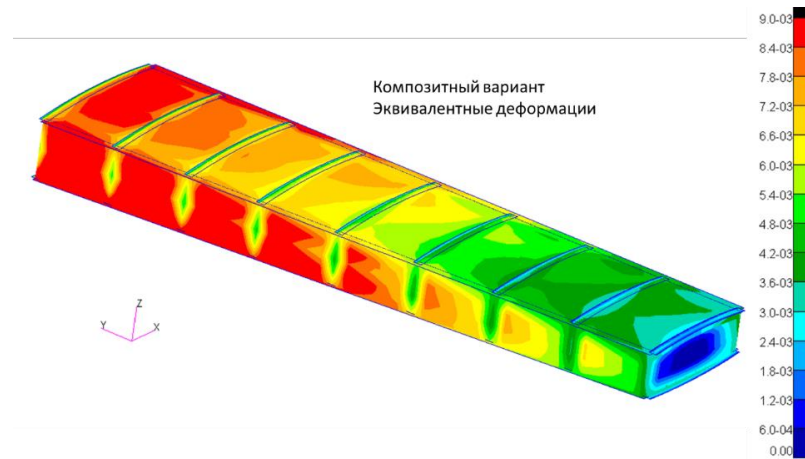


Рисунок 72 – НДС в модели композитного варианта отсека

Запасы устойчивости ребер и НДС в локальной модели ребер между нервюрами в корневой и в концевой зонах изображены на рисунках (Рисунок 73, Рисунок 74).

НДС и форма первая форма потери устойчивости в панели в корневой зоне

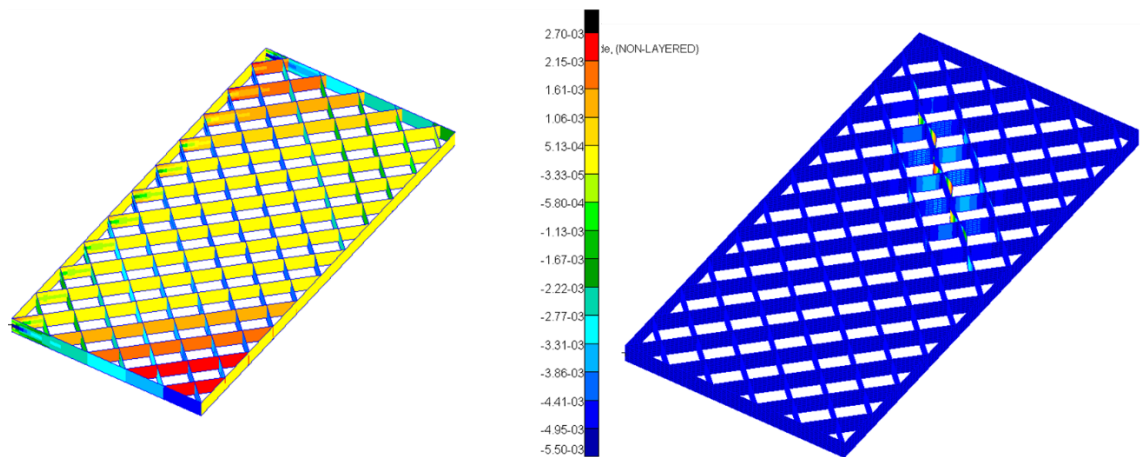


Рисунок 73 –НДС и запасы устойчивости в ребрах в модели корневой части

НДС и форма первая форма потери устойчивости в панели в концевой зоне

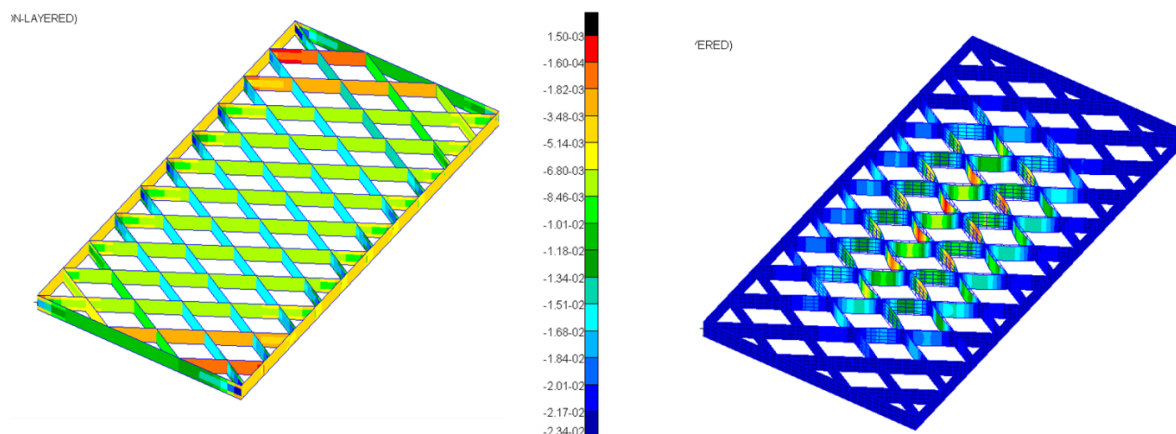


Рисунок 74 –НДС и запасы устойчивости в ребрах в модели концевой части

Схема топологии нерегулярной реберной сетки верхней панели отсека изображена на рисунке.

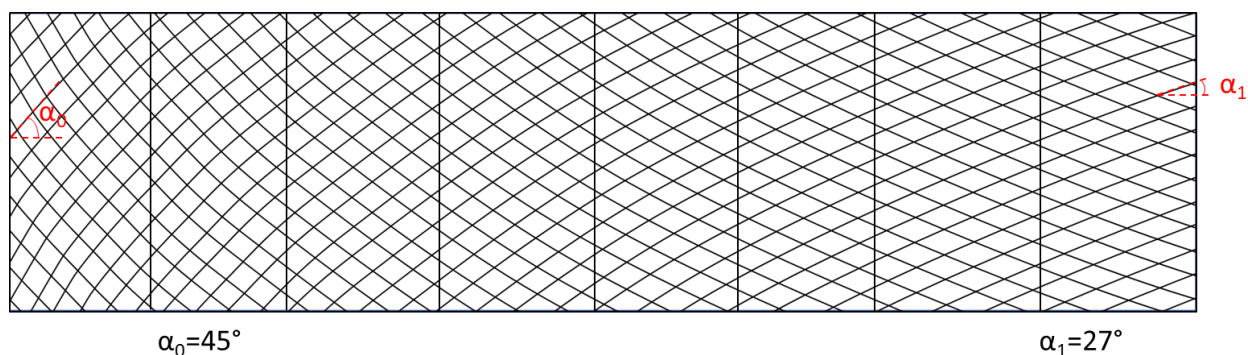


Рисунок 75 – Схема нерегулярной реберной сетки панели крыла.

Сравнительный анализ металлического варианта отсека с регулярным и нерегулярным сетчатыми вариантами показал следующее соотношение между массами:

- Традиционная металлическая КСС – 100%
- Реберная регулярная КСС – 89 %
- Реберная нерегулярная КСС – 85 %

4.4 Анализ быстросействия на примере задачи комплексного анализа прочности конструкции планера

Распараллеливание при проведении параметрических расчетов, описанных в предыдущем параграфе, проводилось на моделях второго и третьего уровней. При кластеризации было задействовано 5 ЭВМ, имеющих по 8 физических ядер, на каждом компьютере сервер обработки

задач работал в 6 потоков. Полученные данные позволяют сделать следующие выводы. Распараллеливание в рамках одной ЭВМ обеспечивает рост производительности, однако этот рост замедляется при увеличении доли задействованных ресурсов процессора. Анализ аппаратных задержек с использованием ПО Intel VTune показал, что «узким местом» при распараллеливании МКЭ расчета являются пропускная способность оперативной памяти, с которой связано более 90 % времени простоя. В большей мере эффект проявляется при распараллеливании ресурсоемких задач, таких как анализ статической аэроупругости. Поэтому рекомендацией для создания систем для проведения подобных расчетов является подбор аппаратного окружения с выбором наилучших компонент, обеспечивающих работу оперативной памяти.

Распределение задач по кластеру ЭВМ показало близкий к линейному рост производительности $t = t_0 * \frac{1}{n}$, где n – количество узлов в кластере благодаря разработанной схеме кластеризации и «экономному» способу передачи данных.

В таблице ниже представлены данные о временных затратах при анализе моделей при расчетах без распараллеливания, с распараллеливанием с передачей объемных файлов МКЭ анализа по кластеру и с экономной передачей данных.

Таблица 11 – Параметры, задаваемые для моделирования нерегулярной сетчатой структуры в отсеке фюзеляжа

	Модель СПС	Модель СМС	Модель РС
Время анализа без распараллеливания	410 час 52 мин	289 ч 28 мин	96 ч 5 мин
Время анализа с распараллеливанием с передачей файлов Nastran	34 ч 34 мин	20 ч 3 мин	6 ч 24 мин
Время анализа с распараллеливанием с передачей обобщенных результатов анализа	23 ч 26 мин	13 ч 29 мин	5 ч 48 мин

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации получен ряд результатов, имеющих важное научное и практическое значение:

1. Разработан, валидирован и прошел практическую апробацию метод гармонизации запасов статической прочности с уровнем внешнего нагружения для структурной нерегулярности, формируемой за счет изменения углов спиральных ребер по длине и в поперечном направлении отсека.

2. Для реализации разработанного метода создана методика оценки параметров статической прочности сетчатых композитных отсеков планера с различными типами структурной нерегулярности, позволяющая оперативно в приемлемые сроки проводить корректный анализ прочностных, жесткостных и массовых характеристик сетчатых отсеков крыла и фюзеляжа.

3. Проведена успешная адаптация разработанной в диссертации трёхуровневой МКЭ модели каркасных КСС в рамках четырехуровневого алгоритма, разработанного ранее в ЦАГИ для анализа прочности конструкций с традиционными обшивочными КСС, что позволило значительно расширить диапазон альтернативных КСС, для которых может быть проведен корректный сравнительный анализ прочностных характеристик в рамках единого автоматизированного алгоритма.

4. Разработана и реализована процедура рационального распараллеливания вычислительных потоков для ЭВМ с многоядерными процессорами, позволяющая обеспечить положительную синергию со специальной декомпозицией МКЭ моделей в рамках четырехуровневого алгоритма, что позволило увеличить производительность вычислений в 20 и более раз.

5. Для удлиненного отсека носовой части фюзеляжа СПС на основе выбора рациональных нерегулярных сетчатых структур найдено конструктивное решение, обеспечивающее значительное повышение жесткости при обеспечении прочности и сохранении веса.

6. Для гипотетических конструкций пассажирских самолетов, близких по своим характеристикам к среднемагистральным (СМС) и региональным самолетам (РС), разрабатываемым в настоящее время в отечественной индустрии получены рациональные решения использования нерегулярных сетчатых структур с лучившими прочностными, жесткостными и весовыми характеристиками, в частности:

– для отсеков фюзеляжа СМС показана возможность снижения веса до 14% по сравнению с металлическими конструкциями, нерегулярный сетчатый каркас становится на 7.5 % легче регулярного.

– для отсеков крыла РС в вариантах низкоплан и высокоплан показана возможности снижения веса до 4 % по сравнению с вариантом с регулярной сеткой и до 15 % по сравнению с металлическими вариантами при сохранении жесткостных и прочностных характеристик, включая характеристики ударостойкости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Васильев, В. В. Оболочки и пластинки из композиционного материала с пространственной схемой армирования // Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов. - Москва: ЦАГИ, 1982, с. 83-90.
2. Пшеничников Г. И. Расчет сетчатых цилиндрических оболочек. – АН СССР, 1961.
3. Дубовиков Е. А. Многоуровневый алгоритм оценки перспективных конструктивно-силовых схем композитных авиаконструкций: Дисс. канд. техн. наук // Жуковский: ФГУП «ЦАГИ». – 2017.
4. Зиченков М.Ч., Шаныгин А.Н. Гибридные авиаконструкции нового поколения для перспективных гражданских самолетов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 11. С. 106-11.
5. Chernyshev S. L., E. A. Dubovikov, A.A. Ionov, A. N. Shanygin, M.Ch. Zichenkov Basic principles for creating light, efficient and safe structures for the next generation supersonic transport // Acta Astronautica. – 2023. – Т. 204. – С. 728-737.
6. Зиченков М. Ч., Кондаков И. О., Шаныгин А. Н. Новый подход к созданию легких и надежных силовых композитных авиаконструкций // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2016. – Т. 19. – №. 6. – С. 127-136.
7. Чернышев С. Л. и др. Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкций ЛА // Чебышевский сборник. – 2017. – Т. 18. – №. 3 (63). – С. 482-499.
8. Hühne C., Niemann S. Anisogrid Design for Fuselage Primary Structures—Results of EU/RU Projects ALaSCA and POLARBEAR. – 2016.
9. FP7 ALaSCA project // URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/149775_en.html.
10. Раскин Н.М. Рукописные материалы И.П. Кулибина в архиве АН СССР. Научное описание с приложением чертежей. – М.-Л.: Издательство АН СССР, 1953. – 747 с.
11. Графе Р., Гаппоева М.М., Перчи О. Владимир Григорьевич Шухов (1853–1939). Искусство конструкции. – М.: Мир, 1994. – 192 с.
12. Якуба О. В., Бардин А. В. Диагонально-сетчатые несущие конструкции в высотных зданиях // Строительство уникальных зданий и сооружений. – 2014. – №. 7. – С. 82-91.
13. Fang X. et al. Seismic design of the Guangzhou West Tower // Journal of Building Structures. – 2010. – Т. 1.
14. Powell K. 30 St Mary Axe: A Tower for London. – Merrell Publishers, 2006.
15. Moyes P. J. R. British Bombers of World War Two. – Hylton Lacy, 1969. – Т. 1.
16. Isogrid Design Handbook – McDonnell Douglas Astronautics Company, 1973.

17. Han D., Tsai S. W. Interlocked composite grids design and manufacturing //Journal of composite materials. – 2003. – Т. 37. – №. 4. – С. 287-316.
18. Васильев В.В., Пичхадзе Г.П. Оболочки и пластинки из композиционного материала с пространственной схемой армирования // Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов. М.: Изд. дом ЦАГИ, 1982. Вып. 9. С. 83–90.
19. A.D. Reddy, R.R. Valisetty, L.W. Rehfield Continuous Filament Wound Composite Concepts for Aircraft Fuselage Structures, Journal of Aircraft, Vol.22, NO.3, March 1985.
20. Vasiliev V. et al. Anisogrid conical adapters for commercial space application //AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. – 2005. – С. 3440.
21. Бунаков В.А. Оптимальное проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек // Механика конструкций их композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1992. № 26. С. 101–125.
22. G. Totaro, F. De Nicola Recent advance on design and manufacturing of composite anisogrid structures for space launchers // Acta astronautica. – 2012. – № 81. – P. 570–577.
23. Totaro G., Gürdal Z. Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications //Aerospace Science and Technology. – 2009. – Т. 13. – №. 4-5. – P. 157-164.
24. T. Meink, S. Huybrechts, J. Ganley, and H. Shen, The Effect of Varying Thickness on the Buckling of Orthotropic Plates, Journal of Composite Materials, 1999.
25. S. Huybrechts, S.W. Tsai, Analysis and Behavior of Grid Structures, Composites Science and Technology 56 (1996) 1001-1015.
26. S. Huybrechts, T. Meink, P.Wegner, J. Ganley, Manufacturing theory for advanced grid stiffened structures, Composites: Part A 33 (2002) 155-161.
27. Koury, J. L., and T. D. Kim. 1993. “Continuous Fiber Composite Isogrid Structures for Space Applications,” 1993 ASM Conference, Long Beach, CA.
28. Склезнев А. А. Проектирование, конструкция и изготовление металлокомпозитных криогенных топливных баков для ракетно-космической техники: дис. Д-ра техн. наук //Хотьково: АО «ЦНИИСМ». – 2023.
29. Бабичев А.А. Экспериментальное исследование прочности элементов подкрепленных и сетчатых геодезических композитных конструкций: дис. Д-ра техн. наук //Москва: ФГБОУ ВПО «МАТИ». – 2012.
30. Chen, H.-J., Analysis and Optimum Design of Composite Grid Structures. Stanford University, Stanford, CA, 1994.
31. Бунаков В. А., Протасов В. Д. Сетчатые композитные цилиндрические оболочки //Механика композиционных материалов. – 1989. – №. 6. – С. 1046.

32. Васильев В. В., Пичхадзе Г. П. Оболочки и пластинки из композиционного материала с пространственной схемой армирования //Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов. – 1982. – С. 83.
33. Пичхадзе Г. П. Исследование механических характеристик композиционного материала с объемной структурой //Механика полимеров. – 1978. – №. 4. – С. 621-624.
34. Шатов А. В. и др. Моделирование деформативности композитных сетчатых цилиндрических корпусов космических аппаратов. – 2016.
35. Kidane S. et al. Buckling load analysis of grid stiffened composite cylinders //Composites Part B: Engineering. – 2003. – Т. 34. – №. 1. – С. 1-9.
36. Buragohain M., Velmurugan R. Buckling analysis of composite hexagonal lattice cylindrical shell using smeared stiffener model //Defence Science Journal. – 2009. – Т. 59. – №. 3. – С. 230-238.
37. Fan H., Fang D., Jin F. Mechanical properties of lattice grid composites //Acta Mechanica Sinica. – 2008. – Т. 24. – №. 4. – С. 409-418.
38. Paschero M., Hyer M. W. Axial buckling of an orthotropic circular cylinder: Application to orthogrid concept //International Journal of Solids and Structures. – 2009. – Т. 46. – №. 10. – С. 2151-2171.
39. Бурнышева, Т. В. Особенности деформирования сетчатых композиционных оболочек при статическом осевом сжатии [Текст] / Т.В. Бурнышева, В.О. Каледин, А.Б. Миткевич // Заводская лаборатория. Диагностика материалов.- 2012. - Т. 78. - № 11. - С. 61-65.
40. Никитин, М. В. Расчет сетчатых композитных конструкций в зонах концентрации напряжений: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – Москва, 2008. – 140 с.
41. Самипур, С. А. Проектирование и технология изготовления сетчатых конструкций летательных аппаратов с плетеной системой армирования : специальность 05.07.02 "Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов" : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – Казань, 2018. – 134 с.
42. Федоров Л. В. Сетчатые композитные конструкции при локальных нагрузках. – 1994.
43. G. Totaro, F. De Nicola Recent advance on design and manufacturing of composite anisogrid structures for space launchers // Acta astronautica. – 2012. – № 81. – P. 570–577.
44. T. Aoki, H. Yamazaki, T. Yokozeki, K. Terashima, T. Kamita, Design constraints of composite lattice cylinders for aerospace applications, The 19th International Conference On Composite Materials (ICCM), 2015.

45. Кузнецов И.А., Гарифуллин М.Ф., Еникеев Р.Х., Гувакова Т.А. и др. Многоуровневая оптимизация несущей поверхности крыла по статической и динамической прочности. – Казань: КАИ, 1990. – 152с.
46. Shanygin A, Fomin V, Zamula G. Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures. In: Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 19-24 September 2010.
47. Balunov K.A., Chedrik V.V. Bi-level approach to structural optimization of aircraft wing with stress and flutter constraints // 12th World Congress on Structural Multidisciplinary Optimization (WCSMO–12). – Germany. – 2017. – pp. 90–91.
48. Sobieszczanski-Sobieski J. Optimization by decomposition in structural and multidisciplinary applications // Optimization of large structural systems. – Dordrecht : Springer Netherlands, 1993. – C. 193-233.
49. McClellan G. W. The Structural Finite Element Model of the C-5A // NASTRAN Users' Colloquium: Proceedings of a Colloquium Held in... – National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Branch, 1985. – C. 364.
50. Montemurro M., Vincenti A., Vannucci P. A two-level procedure for the global optimum design of composite modular structures—application to the design of an aircraft wing: Part 2: Numerical aspects and examples // Journal of Optimization Theory and Applications. – 2012. – Т. 155. – №. 1. – С. 24-53.
51. Boyang Liu. Two-level optimization of composite wing structures based on panel genetic optimization. – Dissertation, University of Florida. – 2001. – 139p.
52. Kusni M. et al. Development of Anisogrid Lattice Composite Structures for Fighter Wing Applications // International Journal of Aerospace Engineering. – 2024. – Т. 2024. – №. 1. – С. 6667586.
53. Farmaga I. et al. Evaluation of computational complexity of finite element analysis // 2011 11th International Conference The Experience of Designing and Application of CAD Systems in Microelectronics (CADSM). – IEEE, 2011. – C. 213-214.
54. Pisarciuc C., Dan I., Cioară R. The influence of mesh density on the results obtained by finite element analysis of complex bodies // Materials. – 2023. – Т. 16. – №. 7. – С. 2555.
55. Nikishkov G. P. Basics of the domain decomposition method for finite element analysis // Mesh Partitioning Techniques and Domain Decomposition Methods, Editor: Magoulés, F., Saxe-Coburg Publications, Kippen, Stirling. – 2007. – C. 119-142.
56. Amor-Martin A., Garcia-Castillo L. E., Lee J. F. Study of accuracy of a non-conformal finite element domain decomposition method // Journal of Computational Physics. – 2021. – Т. 429. – С. 109-128.

57. Sun C. T., Mao K. M. A global-local finite element method suitable for parallel computations //Computers & structures. – 1988. – Т. 29. – №. 2. – С. 309-315.
58. Voleti S. R., Chandra N., Miller J. R. Global-local analysis of large-scale composite structures using finite element methods //Computers & structures. – 1996. – Т. 58. – №. 3. – С. 453-464.
59. Fulton R. E. The finite element machine: An assessment of the impact of parallel computing on future finite element computations //Finite Elements in Analysis and Design. – 1986. – Т. 2. – №. 1-2. – С. 83-98.
60. Бунаков В. А., Протасов В. Д. Сетчатые композитные конструкции // Механика и научно-технический прогресс (Т. 4), 1988, с. 273-282.
61. Васильев В. В., Разин А. Ф., Азаров А. В. Композитные сетчатые конструкции – проектирование, расчёт и изготовление // М.: Инновационное машиностроение. 2023. 488 с.
62. «Исследование прочности реберного отсека фюзеляжа с нерегулярной структурой сетки» Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Кондаков И.О., Фомин Д.Ю., Шаныгин А.Н. Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. 53. № 6. С. 131-141.
63. «Весовая эффективность сетчатой конструкции с нерегулярной структурой для отсека фюзеляжа пассажирского самолета» Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Миргородский Ю.С., Фомин Д.Ю., Шаныгин А.Н. Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 98-108.
64. Бурнышева Т. В. Разработка и применение методологии вычислительного эксперимента при расчете и диагностике анизотропных конструкций космических летательных аппаратов : дис. – Новокузнецк, 2016.
65. Dubovikov E. A. Novel approach and algorithm for searching rational nonconventional airframe concepts of new generation aircrafts //Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2012), Brisbane, Australia. – 2012. – С. 23-28.
66. Shanygin A, Fomin V, Zamula G. Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures. In: Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 19-24 September 2010.
67. «Оптимизация панелей самолета на МКЭ моделях в рамках глобально-локального подхода с применением кластеризации вычислительной системы» Левченков М.Д., Ученые записки ЦАГИ, в редакции, ожидаемая дата публикации – сентябрь 2025.
68. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. – Машиностроение, 1988.
69. Азаров А. В. Расчет и оптимизация интегральных сетчатых композитных конструкций космических аппаратов: дис. д-ра техн. наук //Москва: МГТУ им. Баумана. – 2017.

70. Sobieszczanski-Sobieski J. Optimization by decomposition in structural and multidisciplinary applications //Optimization of large structural systems. – Dordrecht : Springer Netherlands, 1993. – С. 193-233.
71. Hürlimann F. et al. Investigation of local load introduction methods in aircraft pre-design //Aerospace Science and Technology. – 2012. – Т. 21. – №. 1. – С. 31-40.
72. Hürlimann F. et al. Mass estimation of transport aircraft wingbox structures with a CAD/CAE-based multidisciplinary process //Aerospace Science and Technology. – 2011. – Т. 15. – №. 4. – С. 323-333.
73. Liu B. Two-level optimization of composite wing structures based on panel genetic optimization. – University of Florida, 2001.
74. Izzi M. I. et al. A multi-scale two-level optimisation strategy integrating a global/local modelling approach for composite structures //Composite Structures. – 2020. – Т. 237. – С. 111-119.
75. Panettieri E. et al. Multi-scale least-weight design of a wing-box through a global/local modelling approach //Journal of Optimization Theory and Applications. – 2020. – Т. 187. – №. 3. – С. 776-799.
76. Sferza M. Global-local multidisciplinary optimisation of aircraft. – University of Nottingham (United Kingdom), 2022.
77. «Новый подход к оптимизации бионических конструкций планера СПС» Дубовиков Е.А., Левченков М.Д. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов выездной секции Международной школы-семинара. Москва, 2021. С. 36-37.
78. Qian L. X. et al. An Approach to structural optimization—sequential quadratic programming, SQP //Engineering Optimization. – 1984. – Т. 8. – №. 1. – С. 83-100.
79. Bartholomew-Biggs M. C. An application of SQP and Ada to the structural optimisation of aircraft wings //The Aeronautical Journal. – 1989. – Т. 93. – №. 929. – С. 344-350.
80. Kraft D. A software package for sequential quadratic programming //Forschungsbericht-Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt. – 1988.
81. Pérowski A., Ben-Hamida S. Evolutionary algorithms. – John Wiley & Sons, 2017. – Т. 9.
82. Liu B. Two-level optimization of composite wing structures based on panel genetic optimization. – University of Florida, 2001.
83. Kaufmann M. Cost/weight optimization of aircraft structures : дис. – KTH, 2008.
84. Arpaci A. An Aerostructural 3D Wing Optimization Using Parallel Genetic Algorithms : дис. – Middle East Technical University (Turkey), 2019.

85. Прохоров А. Г. и др. Электронная форма примеров выполнения и оформления лабораторных работ по дисциплине "Компьютерный инженерный анализ". – 2010.
86. Документация RabbitMQ // URL: <https://www.rabbitmq.com/docs>
87. «Исследование весовой эффективности конструкций отсеков фюзеляжа перспективного СПС с нерегулярной сетчатой структурой» Ведерников Д.В., Дубовиков Е.А., Зиченков М.Ч., Левченков М.Д., Шаныгин А.Н. В книге: XIII Всероссийский Съезд по теоретической и прикладной механике. Сборник тезисов докладов. В 4-х томах. Санкт-Петербург, 2023. С. 228-230.
88. «Исследование прочностных, жесткостных и весовых параметров нерегулярного сетчатого силового каркаса отсека фюзеляжа СПС» Дубовиков Е.А., Кондаков И.О., Левченков М.Д., Шаныгин А.Н. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов международной конференции. Москва, 2022. С. 120-122.
89. «Investigation of non-regular grids for lattice fuselage barrels» Evgeny Dubovikov, Ivan Kondakov, Mikhail Levchenkov, Danil Fomin and Alexander Shanygin, Special Issue: 11th EASN Virtual Conference. 2025
90. «Strength analysis of alternative airframe layouts of regional aircraft on the basis of automated parametrical models» Vedernikov D.V., Shanygin A.N., Mirgorodsky Y.S., Levchenkov M.D. Aerospace. 2021. Т. 8. № 3.
91. Кондаков И.О. Исследование статической и ударной прочности сетчатых композитных конструкций фюзеляжа: Дисс. канд. техн. наук. – Жуковский: ФГУП «ЦАГИ». – 2020. – 138 с.
92. Кондаков И. О. и др. Защита силовых элементов композитной сетчатой оболочки летательного аппарата от низкоскоростных локальных ударных воздействий //механика композитных материалов. – 2021. – Т. 57. – №. 6. – С. 1025-1036.
93. Белоцерковский. С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. Москва, Наука, 1965.
94. Albano E., Rodden. W. P. “A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows.”, AIAA journal 7.2 (1969), с. 279—285.
95. Ведерников Д. В. Шаныгин А. Н. “Анализ прочности перспективных конструкций крыла регионального самолёта на основе параметрических моделей”. В: Вестник Московского авиационного института 29.2 (2022), с. 61—76.
96. A. N. Shanygin, V. F. Fomin и G. N. Zamula. “Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures”. В: Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2010, с. 1970—1978

97. Патент № 2834901 Российская Федерация. Сетчатая оболочка из композиционных материалов: заявл. 29.03.2024: опубл. 17.02.2025 / Ведерников Д. В., Левченков М. Д., Марескин И. В., Миргородский Ю. С., Чернов А. В., Шаныгин А. Н.

98. А.А. Бабичев, В.В. Васильев, А.Ф. Разин, А.А. Склезнев, А.Н. Шаныгин, Д.Ю. Фомин, И.В. Марескин Исследование сопротивления композитных сетчатых конструкций ударному повреждению // Конструкции из композиционных материалов. 2021. № 3. С. 3-6. https://doi.org/10.52190/2073-2562_2021_3_3

99. Патент № 2807801 Российская Федерация. Силовой сетчатый каркас панели или оболочки из слоистых композиционных материалов: заявл. 07.12.2022: опубл. 21.11.2023 / Васильев В. В., Разин А. Ф., Сисаури В. И., Бабичев А. А.

100. Фомин, В.П. Расчет цилиндрических подкрепленных оболочек с учетом нелинейного поведения элементов конструкции / В.П. Фомин // Ученые записки ЦАГИ. – 1980. – Т. 11, № 1.

101. Замула, Г.Н. Закритическое поведение обшивки и его влияние на общее НДС и устойчивость композитных конструкций / Г.Н. Замула, К.М. Иерусалимский, Г.С. Калмыкова, В.П. Фомин // Труды ЦАГИ. – 2004. – Вып. 2664.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

1. «Strength analysis of alternative airframe layouts of regional aircraft on the basis of automated parametrical models» Vedernikov D.V., Shanygin A.N., Mirgorodsky Y.S., Levchenkov M.D. Aerospace. 2021. Т. 8. № 3.
2. «Нерегулярная сетчатая КСС оболочки отсека фюзеляжа с переменным в поперечном сечении углом наклона спиральных ребер» Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Марескин И.В., Миргородский Ю.С., Беликов С.Э. В книге: Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения. тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва, 2022. С. 60-61.
3. «Исследование прочности реберного отсека фюзеляжа с нерегулярной структурой сетки» Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Кондаков И.О., Фомин Д.Ю., Шаныгин А.Н. Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. 53. № 6. С. 131-141.
4. «Исследование прочностных, жесткостных и весовых параметров нерегулярного сетчатого силового каркаса отсека фюзеляжа СПС» Дубовиков Е.А., Кондаков И.О., Левченков М.Д., Шаныгин А.Н. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов международной конференции. Москва, 2022. С. 120-122.
5. «Новый подход к оптимизации бионических конструкций планера СПС» Дубовиков Е.А., Левченков М.Д. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов выездной секции Международной школы-семинара. Москва, 2021. С. 36-37.
6. «Весовая эффективность сетчатой конструкции с нерегулярной структурой для отсека фюзеляжа пассажирского самолета» Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Миргородский Ю.С., Фомин Д.Ю., Шаныгин А.Н. Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 98-108.
7. «Исследование весовой эффективности конструкций отсеков фюзеляжа перспективного СПС с нерегулярной сетчатой структурой» Ведерников Д.В., Дубовиков Е.А., Зиченков М.Ч., Левченков М.Д., Шаныгин А.Н. В книге: XIII Всероссийский Съезд по теоретической и прикладной механике. Сборник тезисов докладов. В 4-х томах. Санкт-Петербург, 2023. С. 228-230.
8. «Исследование весовой эффективности сетчатой конструкции с нерегулярной структурой для отсека фюзеляжа пассажирского самолета» Дубовиков Е.А., Левченков М.Д., Ведерников Д.В., Марескин И.В., Миргородский Ю.С. В книге: Международный конгресс по аэронавтике. Сборник тезисов. Москва, 2023. С. 385-387.
9. «Investigation of non-regular grids for lattice fuselage barrels» Evgeny Dubovikov, Ivan Kondakov, Mikhail Levchenkov, Danil Fomin and Alexander Shanygin, Special Issue: 11th EASN

Virtual Conference. 2025.

10. «Оптимизация панелей самолета на МКЭ моделях в рамках глобально-локального подхода с применением кластеризации вычислительной системы» Левченков М.Д., Ученые записки ЦАГИ, в редакции, ожидаемая дата публикации – ноябрь 2025.

11. «Программа оптимизации сетчатого композитного каркаса цилиндрической оболочки» Шаныгин А.Н., Дубовиков Е.А., Левченков М.Д., Ведерников Д.В., Марескин И.В., Миргородский Ю.С. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2023663906, 28.06.2023. Заявка № 2023662212 от 13.06.2023.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Акт о внедрении результатов диссертации (АО «ЦНИИСМ»)

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор и главный
конструктор АО «ЦНИИСМ»

А.Ф. Разин

10 октября 2025 г.

АКТ ВНЕДРЕНИЯ № 155/10-2025

результатов диссертации Левченкова Михаила Дмитриевича «Методика оценки статической прочности сетчатых конструкций планера со структурной нерегулярностью на основе многоуровневых автоматизированных конечно-элементных моделей» на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Настоящий акт подтверждает использование в Акционерном обществе «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» (АО «ЦНИИСМ») в процессе проектирования и расчета цилиндрических сетчатых оболочек результатов диссертации Левченкова Михаила Дмитриевича «Методика оценки статической прочности сетчатых конструкций планера со структурной нерегулярностью на основе многоуровневых автоматизированных конечно-элементных моделей», а именно метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик, а также методики анализа прочности сетчатых конструкций.

Результаты диссертации Левченкова Михаила Дмитриевича позволяют автоматизировать процедуру выбора рациональных значений конструктивных параметров и получить более равнонагруженные и эффективные в весовом отношении конструкции сетчатых цилиндрических оболочек, как с регулярной, так и с нерегулярной структурой.

Начальник отделения 10 –
зам. главного конструктора

А.А. Бабичев

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Акт о внедрении результатов диссертации (КНИТУ-КАИ)

УТВЕРЖДАЮ

И.о. проректора по научной
деятельности и цифровизации
КНИТУ-КАИ

В.М. Бабушкин

«09» октября 2025 г.

АКТ ВНЕДРЕНИЯ

результатов диссертации Левченкова Михаила Дмитриевича «Методика оценки статической прочности сетчатых конструкций планера со структурной нерегулярностью на основе многоуровневых автоматизированных конечно-элементных моделей» на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Настоящий акт подтверждает использование в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ) в процессе проектирования и расчета цилиндрических сетчатых оболочек результатов диссертации Левченкова Михаила Дмитриевича «Методика оценки статической прочности сетчатых конструкций планера со структурной нерегулярностью на основе многоуровневых автоматизированных конечно-элементных моделей», а именно метода гармонизации прочностных и жесткостных характеристик, а также методики анализа прочности сетчатых конструкций.

Результаты диссертации Левченкова Михаила Дмитриевича позволяют повысить эффективность процедуры выбора рациональных значений конструктивных параметров и получить более равнонагруженные и эффективные в весовом отношении конструкции сетчатых цилиндрических оболочек, как с регулярной, так и с нерегулярной структурой.

Заведующий кафедрой ПЛА

В.В. Батраков

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Акт о внедрении программы для ЭВМ (АО «ЦНИИСМ»)

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор и главный
конструктор АО «ЦНИИСМ»

А.Ф. Разин

«01» ноября 2023 г.

АКТ ВНЕДРЕНИЯ № 119/10-2023

программы оптимизации сетчатого композитного каркаса
цилиндрической оболочки

Настоящий акт подтверждает использование в Акционерном обществе «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» (АО «ЦНИИСМ») в процессе проектирования и расчета цилиндрических сетчатых оболочек программы для ЭВМ «Программа оптимизации сетчатого композитного каркаса цилиндрической оболочки» (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2023663906 от 28.06.2023 г.), разработанной в ЦАГИ.

Данная программа позволяет автоматизировать процедуру выбора рациональных значений конструктивных параметров сетчатых цилиндрических оболочек, включая оболочки с нерегулярной сетчатой структурой.

Начальник отделения 10 –
зам. главного конструктора

А.А. Бабичев

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Акт о внедрении программы для ЭВМ (КНИТУ-КАИ)

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по научной и
инновационной деятельности
КНИТУ-КАИ



В.М. Бабушкин

«12» декабря 2024 г.



АКТ ВНЕДРЕНИЯ №

программы оптимизации сетчатого композитного каркаса
цилиндрической оболочки

Настоящий акт подтверждает использование в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ) в процессе проектирования и расчета цилиндрических сетчатых оболочек программы для ЭВМ «Программа оптимизации сетчатого композитного каркаса цилиндрической оболочки» (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2023663906 от 28.06.2023 г.), разработанной в ФАУ «ЦАГИ».

Данная программа позволяет снизить трудоемкость процедуры выбора рациональных значений конструктивных параметров сетчатых цилиндрических оболочек, как с регулярной, так и с нерегулярной структурой.

Заведующий кафедры ПЛА



В.И. Халиулин