

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего
образования

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

На правах рукописи

Пеленев Константин Александрович

**НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПРОЧНОСТЬ
ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

1.1.8 Механика деформируемого твердого тела

Диссертация на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель:
д.т.н., профессор Аношкин А.Н.

Пермь – 2021

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 СИЛОВЫЕ ШПАНГОУТЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ, МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРИ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИИ	16
1.1 Перспективы использования композиционных материалов при создании силовых шпангоутов в авиационной и ракетно-космической технике.....	16
1.2 Конструкторско-технологические схемы шпангоутов авиационного двигателя из композиционных материалов.....	25
1.3 Объект и основные направления исследований	32
1.4 Цель и задачи исследования.....	39
2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ НАГРУЗКАХ.....	42
2.1 Математическая постановка задачи расчета НДС и оценки прочности шпангоута авиационного двигателя при эксплуатационных нагрузках	42
2.2 Анализ напряженно-деформированного состояния титанового шпангоута авиационного двигателя – прототипа шпангоута из композиционных материалов.....	53
Выводы по главе.....	59
3 АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ, ОЦЕНКА ЖЕСТКОСТИ И ПРОЧНОСТИ ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ НАГРУЗКАХ.....	60
3.1 Сравнительный анализ механических свойств и выбор композиционных материалов для изготовления шпангоута.....	61
3.2 Выбор и обоснование рациональных схем армирования для использования в конструкции шпангоута из композиционных материалов	68

3.3 Исследование напряженно-деформированного состояния и оценка прочности шпангоута из композиционных материалов в оболочечной постановке	82
3.4 Решение пространственной задачи анизотропной теории упругости для фрагмента композитного шпангоута, оценка межслоевых напряжений и запасов прочности шпангоута на расслоение	88
Выводы по главе	96
4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ДЕФОРМИРОВАНИЯ И РАЗРУШЕНИЯ ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.....	98
4.1 Изготовление образцов шпангоута из композиционных материалов и постановка задачи экспериментальных исследований	98
4.2 Разработка методики и проведение лабораторных испытаний полноразмерного шпангоута из композиционных материалов на изгиб	100
4.3 Разработка методики лабораторных испытаний сегмента шпангоута из композиционных материалов на отгиб фланца.....	108
4.4 Проведение механических испытаний сегмента шпангоута из композиционных материалов на отгиб фланца.....	113
4.5 Численное моделирование испытаний сегмента шпангоута из композиционных материалов на отгиб фланца.....	121
Выводы по главе	132
Заключение	134
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	136

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время полимерные композиционные материалы (ПКМ) нашли широкое применение при изготовлении высоконагруженных деталей и узлов авиационной техники. Внедрение этих материалов обеспечивает снижение массы, повышение топливной эффективности, а в ряде случаев, повышение технологичности и снижение себестоимости изготовления при сохранении эксплуатационных характеристик летательных аппаратов.

Для современных отечественных и зарубежных авиационных двигателей из композиционных материалов изготавливается большая номенклатура деталей и узлов. Это крупногабаритные малонагруженные узлы звукопоглощающего контура, оболочки мотогондолы, сопла. Малогабаритные и средненагруженные лопатки спрямляющего аппарата и узлы реверса [1-6]. Для дальнейшего снижения веса авиационных двигателей необходимо расширять внедрение композиционных материалов, используя их, в том числе, для создания высоконагруженных деталей, таких, как рабочая лопатка вентилятора и шпангоуты реверсивного устройства. Помимо авиационных двигательных установок, шпангоуты из алюминия и титана широко применяются при изготовлении фюзеляжей и корпусов авиационной и ракетной техники. В настоящее время при изготовлении шпангоутов начинают применять композиционные материалы, что позволяет уменьшить их массу, а в некоторых случаях и себестоимость изготовления.

Проектирование шпангоута из ПКМ, отработка технологии его изготовления и проведение механических испытаний являются комплексной научно-технической проблемой, решение которой невозможно без решения целого ряда задач механики деформируемого твердого тела (МДТТ). Актуальными задачами являются: исследование напряженного и деформированного состояния конструкции шпангоута при эксплуатационном нагружении, анализ его прочности и жесткости, выбор схемы армирования, позволяющей изготавливать шпангоут, не уступающими шпангоуту из титанового сплава, проведение лабораторных механических испытаний и подтверждение работоспособности шпангоута из ПКМ.

Существует большое количество работ, посвященных расчетам композитных конструкций, и в частности, выбору схем армирования. В России известны работы Н.А. Алфутова, А.Н. Аношкина, В. В. Болотина, Л.А. Бохоева, В.А. Бунакова, В.В. Васильева, Г.А. Ванина, В.Э. Вильдемана, Е.Л. Гусева, Ю.И. Димитриенко, П.А. Зиновьева, Л.М. Качанова, В.А. Комарова, С.Г. Лехницкого, В.Н. Паймушина, А.Н. Полилова, Б.Г. Попова, В.П. Трошина, Р.Б. Рикардса, С.Б. Сапожникова, А.М. Скудры, А.А. Смердова, Ю.В. Соколкина, В.П. Тамужа, Ю.М. Тарнопольского, В.П. Трошина. За рубежом расчетам композитных конструкций посвящены работы О. Белмонт, В. Боттего, Ч.Д. Бэбкока, У. Йина, Р.К. Кананья, Д.Э. Кардоматиса, Ф. Леон, М. Макэлрой Дж. Ретклиф, С. Салама, Г. Симитсеса, Рс. Томсон, Г. Чея, и др. [1-46].

В работах этих авторов приводятся примеры расчета тонких слоистых и многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов, композитных балок, стержней и круговых колец. Расчеты проводятся как аналитически, так и численно с применением конечно-элементных пакетов типа ANSYS. Численные расчеты проводятся с использованием постановок задач теории анизотропных пластин и оболочек, так и полных трехмерных задач МДТТ для анизотропной среды. В этих работах оценивается прочность конструкций, как в плоскости слоя, так и межслоевая прочность.

Вопросам проектирования и расчета шпангоутов фюзеляжа самолета из металлических сплавов посвящены работы: А.В. Болдырева, Е.С. Войта, О.С. Гоголева, А.И. Ендогура, В.А. Комарова, А.П. Мазина и др. [47-49].

Проектированию шпангоутов из композиционных материалов посвящены единичные работы, это работы И.М. Буланова, В.В. Воробей, Е.С. Кулага, патенты Л. Андреаса, Х. М. Пина Лопеса, Э. Вера Вильереса, М. Санчеса Переса, Х. Кабеса Уэрта с соавторами, А. Марковски, Э. Буше, Д. Сула, М. Эльдюаяна [50-57]. В этих работах рассмотрены способы изготовления шпангоутов из композитных материалов. Рассмотрены схемы армирования, позволяющие увеличить жесткость шпангоута в окружном направлении.

Рассматриваемый в диссертации шпангоут реверсивного устройства авиационного двигателя подвергается высоким продольным нагрузкам от газового потока, обтекающего решетки реверса и обеспечивающего создание обратной тяги. Такие нагрузки могут вызывать значительный изгиб из плоскости и расслоение композиционного материала в конструкции шпангоута. В литературе отсутствуют работы, посвященные расчетам и экспериментальному исследованию прочности и жесткости шпангоутов реверсивного устройства авиационных двигателей из композиционных материалов. Кроме того, отсутствуют и работы, посвященные исследованиям и обоснованию решений по выбору материалов и схем армирования для повышения жесткости и прочности композитных шпангоутов при продольных нагрузках.

В связи с этим, теоретические и экспериментальные исследования НДС и запасов прочности для обоснования и выбора рациональных схем армирования шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя из полимерных композиционных материалов при продольных нагрузках является важной научно-практической задачей.

Целью работы является установление зависимостей между структурой композиционного материала и особенностями напряженно-деформированного состояния и разрушения шпангоута авиационного двигателя при эксплуатационных нагрузках, выбор рациональной схемы армирования шпангоута и подтверждение его работоспособности.

Для достижения цели необходимо решить следующие **задачи**:

1. Провести сравнительный анализ механических свойств и выбрать полимерные композиционные материалы и схемы армирования, обеспечивающие требуемые деформационные характеристик и запасы прочности конструкции шпангоута при заданных вариантах эксплуатационных нагрузок.

2. Сформулировать постановку задачи механики деформируемого твердого тела, разработать математические модели для расчета напряженно-деформированного состояния, оценки прочности и жесткости шпангоута из полимерных композиционных материалов;

3. Выполнить расчет и сравнительный анализ полей напряжений и деформаций шпангоута с различными схемами армирования при эксплуатационных нагрузках, выбрать рациональную схему армирования, обеспечивающую наибольший запас прочности и жесткости конструкции;

4. Разработать методики и провести экспериментальные и расчетные исследования деформирования и разрушения образцов шпангоута из ПКМ для подтверждения требуемых запасов прочности и жесткости и верификации разработанных математических моделей и характеристик композиционных материалов, реализуемых в конструкции.

Научная новизна:

- Показано, что особенностью механического деформирования шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя из полимерных композиционных материалов при эксплуатационных нагрузках является локальный изгиб из плоскости с отгибом переднего фланца;

- Получены новые расчетные и экспериментальные данные о параметрах деформирования и закономерностях разрушения шпангоута авиационного двигателя из композиционных материалов при эксплуатационных нагрузках и лабораторных испытаниях: установлено, что для повышения жесткости шпангоута в конструкторско-технологических схемах необходимо использовать армирование высокомодульным углепластиком с углами $\pm 45^\circ$ или $\pm 25^\circ$, кольцевое армирование (90°) является неэффективным; разрушение шпангоута происходит вследствие расслоения при отгибе фланца и незначительно зависит от схемы армирования;

- Разработаны новые методики экспериментальных исследований конструкции из полимерных композиционных материалов с использованием метода регистрации деформаций в режиме реального времени в заданных точках конструкции с помощью системы волоконно-оптических датчиков и программно-аппаратного комплекса расшифровки сигналов.

Методы исследования:

- Для исследования НДС и оценки прочности шпангоута из ПКМ при эксплуатационном нагружении применялся метод конечных элементов и программный комплекс Ansys Workbench. Этот же метод и программный комплекс применялись для оценки прочности и жесткости композитного шпангоута при моделировании механических лабораторных испытаний. Для исследования прочности и жесткости композитного шпангоута использовался экспериментальный метод, и метод регистрации деформаций в режиме реального времени с помощью системы волоконно-оптических датчиков.

На защиту выносятся:

- Научная гипотеза о возможности создания заднего шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя из полимерных композиционных материалов эквивалентного титановому прототипу по геометрическим размерам, прочности и жесткости при заданной системе эксплуатационных нагрузок.

- Численные модели деформирования композитного шпангоута авиационного двигателя, учитывающие параметры структуры армирования и позволяющие исследовать зависимости между параметрами структуры и особенностями деформирования и разрушения конструкции шпангоута;

- Методики экспериментальных исследований деформирования и разрушения композитного шпангоута и его сегментов, использующие для регистрации деформаций в режиме реального времени систему волоконно-оптических датчиков и программно-аппаратный комплекс расшифровки сигналов;

- Новые результаты расчетных и экспериментальных исследований процессов деформирования и разрушения шпангоута из полимерных композиционных материалов.

Достоверность результатов обеспечивается выбором сертифицированных программных пакетов и подтверждением сходимости численных решений краевых задач механики деформируемого твердого тела для исследуемого шпангоута и сравнением результатов расчётных и экспериментальных исследований, описывающих механические характеристики полимерных композиционных материалов

и процессы деформирования и разрушения шпангоута из ПКМ. Достоверность также подтверждается корректным использованием поверенного испытательного и измерительного оборудования научно-образовательного центра авиационных композитных технологий ФГАОУ ВО ПНИПУ.

Теоретическая ценность:

- Установлено, что особенностями деформирования шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя при эксплуатационных нагрузках является изгиб из плоскости и отгиб фланца; разрушение композитного шпангоута происходит в виде расслоения в области перегиба слоев фланца, после расслоения композитный шпангоут частично сохраняет несущую способность;

- Изучено влияние параметров армирования слоистого композиционного материала на НДС и прочность шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя. Показано, что применение углепластика позволяет получить прочность композитного шпангоута с различными вариантами армирования выше титанового прототипа, а жесткость эквивалентную титановому прототипу можно обеспечить только с использованием углепластика с высокомодульными волокнами и применением схем армирования с углами $\pm 45^\circ$;

- Апробирован метод регистрации деформаций в режиме реального времени с помощью системы волоконно-оптических датчиков и программно-аппаратного комплекса расшифровки сигналов при лабораторных механических испытаниях конструкций из композиционных материалов, позволяющий фиксировать моменты появления разрушений во внутренней структуре материала.

Практическую ценность составляют:

- Методики расчета НДС и оценки прочности шпангоутов из полимерных композиционных материалов, позволяющие обосновать выбор материалов и рациональной схемы армирования при проектировании шпангоутов для конструкций авиационной и ракетной техники;

- Методики лабораторных механических испытаний натуральных образцов и сегментов шпангоута авиационного двигателя из полимерных композиционных

материалов с использованием системы волоконно-оптических датчиков для регистрации деформаций в режиме реального времени, позволяющие экспериментально подтвердить прочность и жесткость конструкции шпангоута.

- Рекомендации по проектированию, выбору полимерных композиционных материалов и схем армирования шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя для обеспечения требуемой жесткости и прочности.

Разработанные методики расчетных и экспериментальных исследований и рекомендации по проектированию шпангоутов из композиционных материалов могут быть использованы в конструкторских бюро при создании новых образцов авиационной и ракетно-космической техники. Результаты исследований внедрены и используются при создании деталей и узлов из полимерных композиционных материалов новых авиационных двигателей в АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь) (Акт внедрения результатов диссертационного исследования приведен в приложении 1), в научно-образовательном центре акустических исследований и композитных звукопоглощающих конструкций ФГАОУ ВО ПНИПУ (г. Пермь). Результаты работы использовались при выполнении НИР по государственному заданию 11.2391.2017/4.6 «Разработка системы мониторинга состояния конструкций из полимерных композиционных материалов для современных авиационных двигателей на основе встроенных волоконно-оптических датчиков».

Апробация работы.

Основные положения и результаты работы докладывались на международном симпозиуме «XX Зимняя школа по механике сплошных сред» ИМСС УрО РАН (Пермь, 2017), 8-ой международной конференции «Composites Testing and Model Identification» (Leuven, Belgium 2017), Всероссийском форуме «Математическое моделирование в естественных науках» (Пермь, 2017), Международном форуме «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии» Межотраслевой инжиниринговый центр "Композиты России" МГТУ им. Баумана, (Москва, 2018), международном симпозиуме «Aircraft Materials» (Compiègne, France 2018), 18-ой международной конференции по композитным материалам «ECCM18» (Athens, Greece 2018), XII Международной конференции «Механика, ресурс и диагности-

ка материалов и конструкции» (Екатеринбург, 2018), XX Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – 2019» (Пермь 2019). XIII Всероссийской конференции по испытаниям и исследованиям свойств материалов «ТестМАТ» по тематике «Цифровые технологии, моделирование и автоматизация процессов неразрушающего контроля в аэрокосмической области. Проблемы и перспективы внедрения» (Москва, 2021)

Полностью диссертация обсуждалась на объединенном семинаре кафедр «Механика композиционных материалов и конструкций» и «Экспериментальная механика» ФГАОУ ВО ПНИПУ (рук. д. ф.-м. н., профессор В.Э. Вильдеман), и Института механики сплошных сред УрО РАН (рук. академик РАН, д. тех. н., профессор В.П. Матвеевко).

Публикации.

По теме диссертационного исследования опубликовано 7 научных работ, из них 4 статьи в ведущих рецензируемых научных изданиях, входящих в перечень изданий Scopus или рекомендованных ВАК [109-116].

Объем работы.

Диссертационная работа изложена на 149 страницах, иллюстрированных 83 рисунками и 17 таблицами. Состоит из введения, 4 глав и заключения по результатам исследования. Список цитируемой литературы состоит из 135 наименований.

Первая глава посвящена обзору крупногабаритных силовых шпангоутов, применяемых в конструкциях авиационной и ракетно-космической технике. Подробно рассмотрены особенности конструкции шпангоута реверсивного устройства современного авиационного двигателя. Проводился анализ возможных вариантов деформирования шпангоута реверсивного устройства при воздействии эксплуатационных нагрузок. Проводился обзор механических и технологических свойств перспективных полимерных композиционных материалов авиационного назначения пригодных для изготовления шпангоута. По результатам обзора свойств материалов и анализа вариантов деформирования шпангоута формули-

руются рекомендации по выбору материалов и схем армирования для его изготовления из ПКМ.

Во второй главе сформулирована математическая постановка задачи расчета НДС шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя. Проведен анализ эксплуатационных нагрузок, действующих на титановый шпангоут, по результатам которого выбраны варианты расчета НДС шпангоута, соответствующие наиболее опасной комбинации нагрузок. Разработана компьютерная и математическая модель шпангоута, описывающая его деформирование на основе решения задачи теории упругости для неоднородных анизотропных оболочек. Решение задачи осуществлялось МКЭ в пакете ANSYS. Проведен расчет НДС и выполнена оценка статической прочности и жесткости шпангоута авиационного двигателя из титанового сплава. Определен наиболее опасный режим работы двигателя, соответствующий ему вариант нагрузок принят за основу при выборе схемы армирования композитного шпангоута.

В третьей главе в результате решения задачи теории упругости для анизотропного тела в оболочечной постановке выполнена оценка прочности и жесткости шпангоута авиационного двигателя из композиционных материалов. Проведено сравнение прочности и жесткости титанового и композитного шпангоута с разными схемами армирования. Выбраны материалы слоев и схемы армирования композитного шпангоута, обеспечивающие его жесткость и прочность, не уступающие титановому прототипу, при снижении массы на 11 кг (65%).

Для расчета межслойных напряжений и оценки прочности композитного шпангоута на расслоение для его наиболее нагруженного сегмента, «вырезанного» из оболочечной модели, сформулирована и решена трехмерная задача теории упругости для анизотропного тела с полным описанием слоистой структуры композиционного материала. Задача решалась МКЭ в пакете ANSYS. В результате решения определено поле всех компонент тензора напряжений в слоях. Анализ межслойных напряжений показал предполагаемое место возникновения расслоения и запас прочности на расслоение при характерном деформировании шпангоута - отгиб фланца.

Последовательность решения задач анизотропной теории упругости в оболочечной постановке для шпангоута целиком и в трехмерной постановке для его наиболее нагруженного сегмента предложено положить в основу методики расчетной оценки прочности и жесткости при проектировании композитных крупногабаритных силовых шпангоутов для авиационной и ракетной техники.

В четвертой главе диссертационной работы разработаны методики и проведены экспериментальные и расчетные исследования деформирования и разрушения опытных образцов шпангоута и его сегментов в лабораторных условиях. Для экспериментальных исследований был изготовлен опытный образец шпангоута методом пропитки под давлением с использованием материалов и технологии, соответствующих серийному образцу. Разработаны методики и оснастка для механических испытаний шпангоута и его сегментов. Для регистрации деформаций в процессе испытаний апробирована система волоконно-оптических датчиков (ВОД) и программно-аппаратный комплекс для обработки и расшифровки сигналов. По результатам механических испытаний сегментов шпангоута показано, что система ВОД позволяет регистрировать появление расслоений на расстоянии не менее 25 мм от места установки датчика.

Испытания полноразмерного шпангоута подтвердили расчетные оценки его жесткости на изгиб из плоскости. Испытания сегментов шпангоута на отгиб фланца подтвердили его прочность на расслоение при этом характерном виде разрушения. Разработана дополнительная модель сегмента шпангоута из ПКМ в испытательной оснастке для моделирования его механических испытаний на отгиб фланца. Проведена верификация разработанных математических моделей и механических характеристик композиционных материалов, использованных для расчета НДС и прогнозирования запасов прочности композитного шпангоута.

Метод регистрации деформаций с помощью системы волоконно-оптических датчиков и программно-аппаратного комплекса для обработки и расшифровки сигналов можно рекомендовать для создания системы мониторинга напряженно-деформированного состояния конструкции из ПКМ.

В заключении приведены основные результаты проведенных исследований. По результатам расчетных и экспериментальных исследований сделан вывод, что конструкция композитного шпангоута авиационного двигателя с выбранной схемой армирования соответствует требуемым запасам прочности и жесткости, разработанные математические модели и расчетные методики позволяют прогнозировать, а методики испытаний позволяют экспериментально оценивать его основные деформационные и прочностные характеристики при характерных нагрузках.

Личный вклад автора

Автором проведен литературный обзор особенностей проектирования и расчета крупногабаритных силовых шпангоутов, применяемых в конструкциях авиационной и ракетно-космической техники, а также обзор и анализ механических свойств композиционных материалов для проектирования композитного шпангоута. Проведен анализ возможных вариантов деформирования шпангоута реверсивного устройства при воздействии эксплуатационных нагрузок и выбраны расчетные схемы для композитного шпангоута.

Автором разработаны компьютерные и математические модели, описывающие деформирование шпангоута и его сегментов. Проведены расчеты и исследованы зависимости между параметрами структуры и особенностями деформирования шпангоута из композиционных материалов с различными схемами армирования. Разработаны методики экспериментальных и расчетных исследований деформирования и разрушения опытного образца шпангоута и его сегментов в лабораторных условиях с использованием системы регистрации деформаций с помощью волоконно-оптических датчиков и обеспечивающего программно - аппаратного комплекса. Автор принимал непосредственное участие в экспериментальных исследованиях и выполнял обработку всех экспериментальных данных. Автор принимал участие в изготовлении опытного образца композитного шпангоута и его сегментов.

Автором разработана математическая модель сегмента шпангоута из ПКМ в испытательной оснастке, проведено моделирование деформирования полнораз-

мерного шпангоута и сегмента шпангоута при механических испытаниях. Автором проведена верификация разработанных математических моделей и физико-механических характеристик композиционных материалов, используемых для расчета НДС и прогнозирования запасов прочности шпангоута.

Автор выражает глубокую благодарность научному руководителю, доктору технических наук, профессору Аношкину Александру Николаевичу за постановку темы исследования, обсуждение результатов, консультации и советы по написанию работы. За постоянную поддержку работы и помощь в проведении экспериментов автор выражает искреннюю признательность кандидату технических наук Шипунову Глебу Сергеевичу и младшему научному сотруднику Осокину Владимиру Михайловичу.

1 СИЛОВЫЕ ШПАНГОУТЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ, МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРИ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИИ

1.1 Перспективы использования композиционных материалов при создании силовых шпангоутов в авиационной и ракетно-космической технике

В настоящее время полимерные композиционные материалы широко применяются при изготовлении деталей и узлов авиационной и ракетно-космической техники. Вследствие высоких удельных характеристик эти материалы позволяют существенно снизить массу изделия без потери прочности и жесткости. В связи с этим при разработке новой авиационной и ракетно-космической техники следует уделять внимание максимальному использованию современных композиционных материалов: стеклопластиков, углепластиков, органопластиков и др. В силовых конструкциях наибольшее применение получили углепластики, обладающие наибольшей удельной жесткостью. В качестве армирующих наполнителей используются однонаправленные ленты, ровинги или ткани с различным переплетением из углеродных волокон, в качестве матриц – полимерные смолы.

Широкое использование композиционных материалов в современных высокотехнологичных конструкциях можно показать на примере нового российского авиационного двигателя ПД-14. На сегодняшний день доля использования композиционных материалов в конструкции мотогондолы авиационного двигателя ПД-14 достигает 60 процентов от общей массы. Из композитов изготавливаются такие детали и узлы двигателя, как створки реверсивного устройства, створки капота, обтекатели, лопатки спрямляющего аппарата, элементы звукопоглощающего контура и др. Это обеспечивает высокую весовую эффективность, стойкость к коррозии и уменьшение нагрузки на сопрягаемые детали, снижение шума, а в ряде случаев, повышает технологичность и снижает себестоимость изготовления.

Одной из перспективных групп деталей авиационной и ракетной техники, для изготовления которых целесообразно использовать композиционные матери-

алы, являются шпангоуты. Шпангоут является основным элементом силового каркаса летательного аппарата, который обеспечивает форму и жесткость его сечения, а также передает местные сосредоточенные нагрузки на оболочку или другие силовые элементы. Как правило, шпангоуты имеют форму кольца или овала и применяются при производстве топливных баков, фюзеляжей и силовых установок авиационной и ракетной техники.

В качестве примера на рисунке 1.1 показан фрагмент корпуса ракетносителя со шпангоутом фюзеляжа (поз. №1 на рисунке 1.1), предназначенным для придания жесткости корпусу отдельной ступени ракетного двигателя, и опорным шпангоутом (поз. № 2 на рисунке 1.1), осуществляющим распределение сосредоточенного усилия тяги ракетного двигателя на тонкостенный корпус ракеты.

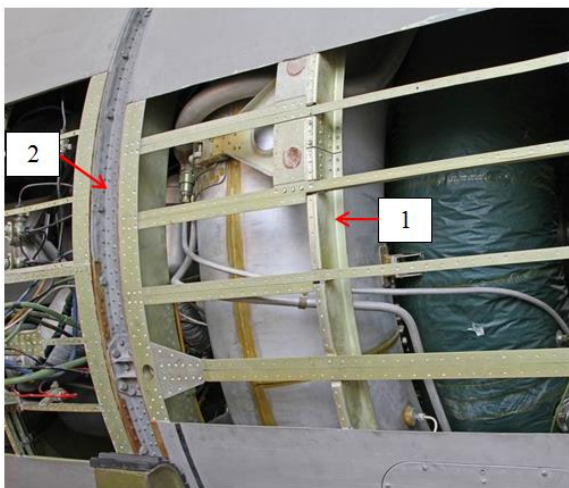


Рисунок 1.1 – Фрагмент корпус ракетносителя, где 1 – шпангоут фюзеляжа ракеты; 2 – опорный шпангоут ракетного двигателя [54]

На рисунке 1.2 показано схематичное изображение элементов конструкции корпуса ракетного двигателя, в котором шпангоуты служат в качестве стыковочных элементов конструкций. На рисунках 1.3-1.4 показаны шпангоуты с элементами фюзеляжа самолета и шпангоуты в составе авиационной двигательной установки. В частности в конструкции авиационного двигателя ПД-14 также используются шпангоуты, которые обеспечивают крепление секций направляющих потоков воздуха решеток в реверсивном устройстве и образуют вместе с ними жесткий силовой каркас.

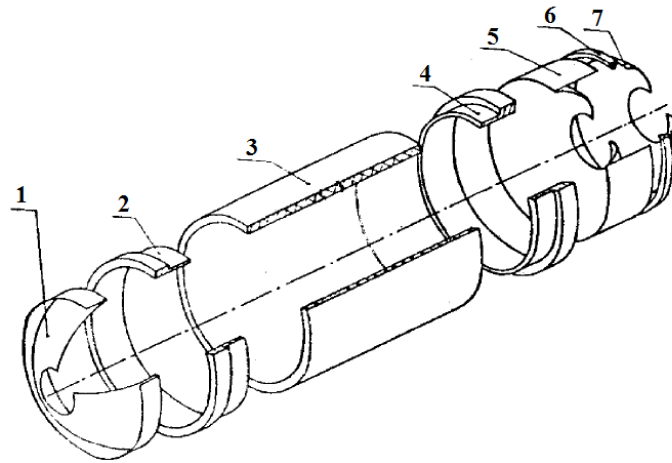


Рисунок 1.2 – Элементы корпуса ракетного двигателя: 1 – наружный герметизирующий слой переднего днища; 2 – передний шпангоут; 3 – второй кокон, 4 – задний шпангоут; 5 – наружный герметизирующий слой заднего днища; 6 – детонирующий заряд; 7 – наружное теплозащитное покрытие [55]



Рисунок 1.3 – Шпангоуты панелей фюзеляжа

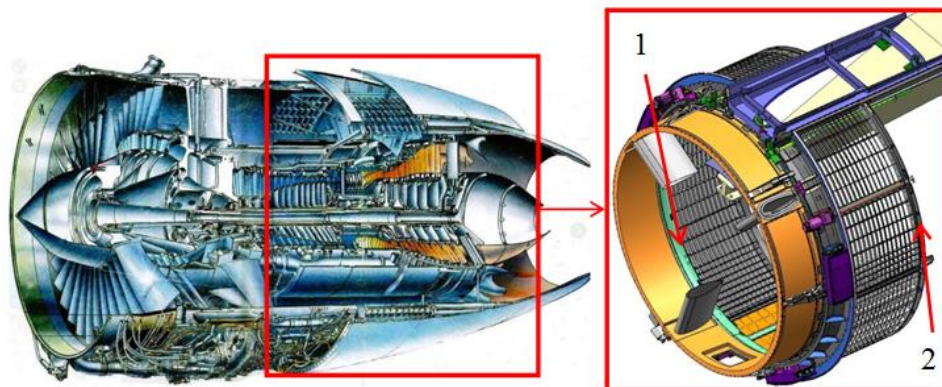


Рисунок 1.4 – Шпангоуты в составе авиационной двигательной установки: передний (1) и задний (2) шпангоуты реверсивного устройства

Традиционно шпангоуты, применяемые в авиационной и ракетной технике, изготавливаются из сплавов на основе алюминия или титана. Такие шпангоуты обладают большой массой и низкой технологичностью. Изготовление монолитных металлических шпангоутов является сложным трудоемким процессом, приводящим к большим издержкам производства. Основной причиной низкой технологичности является фрезерование из цельной поковки в виде диска или кольца. Кроме того, часто возникает необходимость фрезеровки большого количества пазов для формирования продольных элементов стенок (рисунок 1.5). Для упрощения процесса изготовления шпангоутов из металлических сплавов их изготавливают из нескольких штампованных деталей при помощи заклепочных соединений (составные шпангоуты), которые через основание прочно крепятся к фюзеляжу летательного аппарата при помощи большого количества удерживающих анкеров (рисунок 1.6), что значительно утяжеляет конструкцию [56] и снижает технологичность производства.

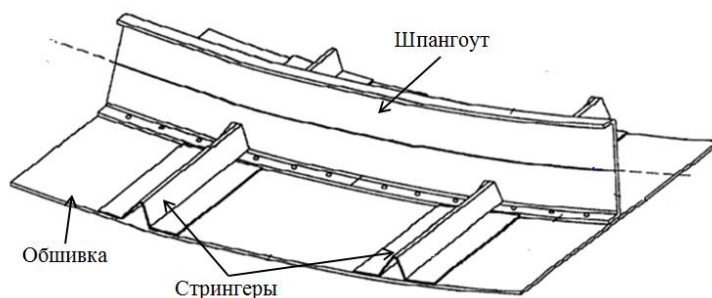


Рисунок 1.5 – Схематичное изображение монолитного шпангоута с элементами фюзеляжа

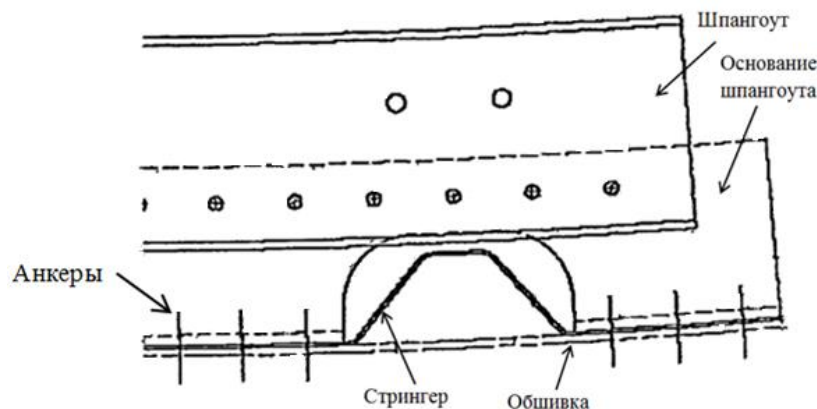


Рисунок 1.6 – Схематичное изображение составного шпангоута

Для уменьшения массы шпангоутов летательных аппаратов, ускорения и упрощения процесса их изготовления целесообразно ставить задачу проектирования и разработки технологии изготовления шпангоутов из композиционных материалов. При решении этой задачи необходимо осуществить выбор материалов, схем армирования и принципиальной технологий композиционных материалов, позволяющих изготавливать шпангоуты, которые по прочности и жесткости не уступают аналогам из металлических сплавов. В таблице 1.1 приведены основные характеристики материалов, применяемых в настоящее время в авиационных конструкциях [57], которые можно использовать для изготовления шпангоутов.

Из таблицы 1.1 видно, что композиционные материалы обладают пределом прочности и модулем упругости сопоставимым с металлическими сплавами. При этом композиты имеют значительно меньшую плотность и большую удельную прочность и жесткость. К тому же композиционные материалы анизотропны и могут состоять из разных материалов, наполнителей и схем армирования. Данная особенность позволяет изготавливать детали с увеличенной прочностью и жесткостью в каком-либо направлении.

Таблица 1.1 – Основные физико-механические характеристики материалов, применяемых в авиационных конструкциях

Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Предел прочности при растяжении σ_b , МПа	Модуль упругости при растяжении E , ГПа	Удельная прочность σ_b/ρ , км	Удельная жесткость E/ρ , км
Алюминиевые сплавы	2700	400-650	72	14,8-20,0	26500
Магниевые сплавы	1800	200-340	45	11,0-18,9	25000
Титановые сплавы	4500	500-1300	120	11,0-29,0	26600
Стали среднепрочные	7800	800-1300	210	10,3-16,7	27000
Стали высокопрочные	7800	1300-2300	210	16,7-29,5	27000
Композиционные материалы	1400-2600	500-1300	35-250	40-60	25000-100000

Настоящая диссертационная работа посвящена решению задач механики деформируемого твердого тела (МДТТ) для исследования НДС заднего шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя из композиционных материалов. В процессе диссертационного исследования сформулирована математическая постановка задачи МДТТ для расчета НДС шпангоута и его сегментов. Проведено численное моделирование шпангоута из титанового сплава и композиционного материала. Исследована возможность повышения жесткости и прочности шпангоута за счет варьирования схемы армирования при заданных конструктивных и технологических ограничениях. По технологии, разработанной в научно-образовательном центре авиационных композитных технологий ПНИПУ (НОЦ АКТ ПНИПУ), изготовлен полноразмерный опытный образец шпангоута из композиционных материалов. Разработаны методики и проведены механические лабораторные испытания шпангоута и его сегментов для верификации созданных математических моделей и подтверждения механических характеристик композиционных материалов, реализованных в составе конструкции шпангоута.

Первые опыты создания шпангоутов из композиционных материалов можно отнести к началу 80-х годов 20-го века. В научно-исследовательском институте проблем машиностроения при МВТУ имени Н.Э. Баумана был создан торцовый разъемный опорный шпангоут из композиционных материалов, имеющий прямоугольное сечение. Данный шпангоут состоит из нескольких элементов, каждый из которых имеет внутреннюю (поз. 1 на рисунке 1.7) и внешнюю (поз. 2 на рисунке 1.7) дуги концентрических колец, которые выполнены в виде бесконечной ленты. Пространство между двумя лентами заполняется легким и жестким материалом, типа пенопласт, (поз. 3 на рисунке 1.7). Элементы каркаса обмотаны слоями композиционного материала (поз. 4 на рисунке 1.7) с поперечным расположением волокон.

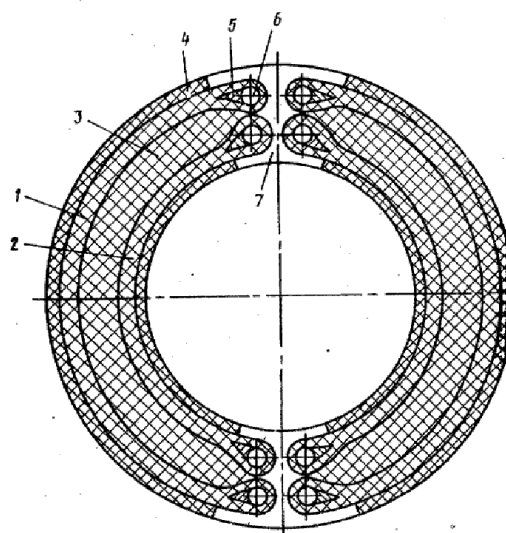


Рисунок 1.7 – Торový разборный опорный шпангоут: 1 – внешняя дуга, 2 – внутренняя дуга, 3 – легкий и жесткий материал, 4 – слои композиционного материала, 5 – закладные элементы, 6 – штифты узла разъема, 7 – накладки

Дуги концентрических колец оправки каркаса, выполненные из бесконечных лент с продольной ориентацией волокон композиционного материала, имеют по концам петли с заформованными в них закладными элементами (поз. 5, рисунке 1.7) и штифтами узла разъема (поз. 6, рисунке 1.7). Отдельные сегменты соединены между собой в зонах стыка накладками (поз. 7, рисунке 1.7).

Разделение конструкции шпангоута на отдельные сегменты позволяет упростить процесс производства за счет уменьшения размеров оснастки и применяемого оборудования. Это, в свою очередь, позволяет изменять и регулировать величину натяжения слоев материала в процессе их полимеризации, что позволяет влиять на структуру материала, тем самым повышая прочность изделия.

В 90-х годах 20-го века в МГТУ имени Н.Э. Баумана был предложен другой способ изготовления шпангоутов из композиционных материалов [50]. Данный способ предложен для изготовления шпангоутов коробчатого типа. В качестве примера на рисунке 1.8 представлена одна из схем намотки шпангоута коробчатого типа, а именно шпангоута с «П» - образным профилем.

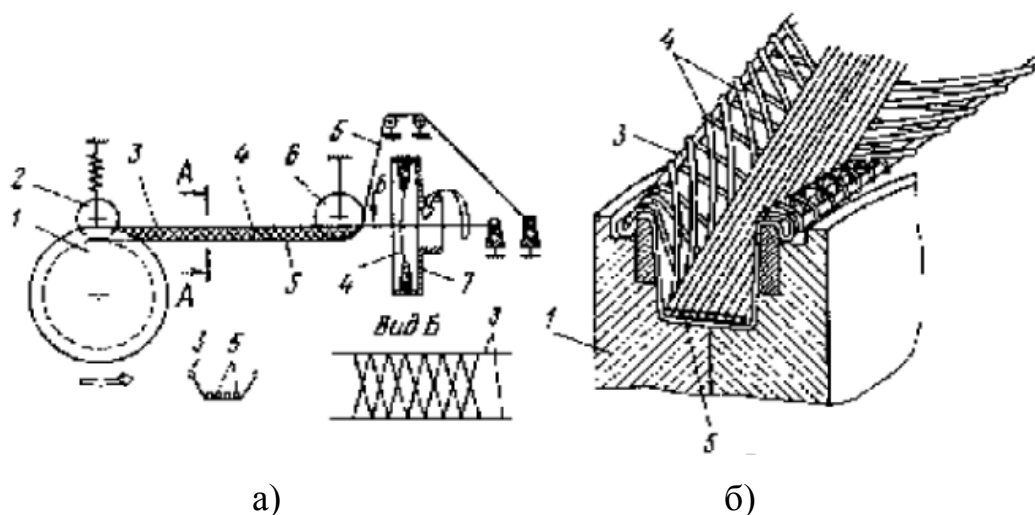


Рисунок 1.8 – Схема намотки шпангоута с «П» - образным профилем, где а – принципиальная схема намотки; б – структура шпангоута. 1 – оправка, 2 – прижимной ролик, 3 – кромочная нить, 4 – перекрестные волокна, 5 – промежуточные нити кольцевого армирования, 6 – формообразующий ролик, 7 – вертлюг

Изготовление шпангоута по данной технологии происходит с помощью намотки ленты на оправку. Лента, в результате деформирования, принимает требуемую форму. Для увеличения прочности в местах локализации нагрузок устанавливают закладные элементы, соединяющие две стенки.

Основной проблемой при изготовлении подобных шпангоутов является необходимость создания специфического оборудования – торонамоточного станка. При этом важным вопросом остается обеспечение геометрической точности – формирование посадочных и стыковочных размеров, особенно по внутренней полке шпангоута. Это связано с существенной нецилиндричностью внутренней поверхности, которая возникает из-за намотки внешних спиральных слоев под малым углом к кольцевому направлению. При этом в шпангоутах, изготовленных по технологии намотки, основная доля армирующих волокон ориентирована в кольцевом направлении, что уменьшает его прочность и жесткость в осевом направлении.

За рубежом исследования и опытные разработки по созданию шпангоутов из композиционных материалов были внедрены в компании Airbus (Эрбас), которая в 2012 году запатентовала изготовление силового шпангоута фюзеляжа из

композиционного материала. Шпангоут (поз. 1 на рисунке 1.9) состоит из двух боковых элементов (поз. 2,3 на рисунке 1.9), которые через полку (поз. 4 на рисунке 1.9) крепятся к обшивке летательного аппарата, а через внутренний фланец (поз. 6 на рисунке 1.9) крепятся к базовому элементу (поз. 7 на рисунке 1.9). Крепление внутренних фланцев к базовому элементу осуществляется путем приклейки, клепки или могут быть пришиты. В большинстве случаев нагрузка, которая действует на такой шпангоут, прикладывается к фитингам (поз. 8 на рисунке 1.9), через которые она распределяется между двумя поверхностями (поз. 5 на рисунке 1.9).

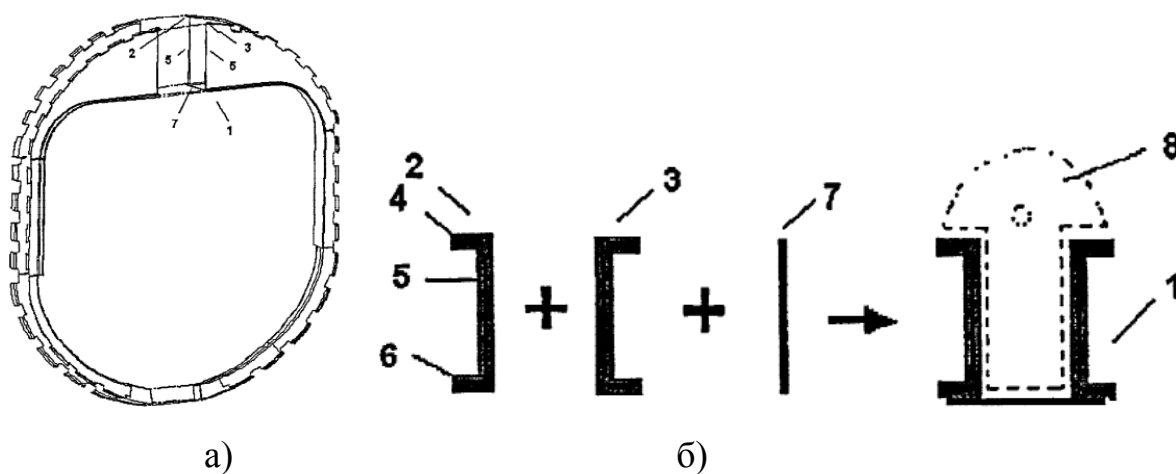


Рисунок 1.9 – Силовой шпангоут фюзеляжа Airbus из композиционного материала, где а – общий вид шпангоута, б – схема шпангоута, 1 – шпангоут, 2,3 – боковые элементы, 4 – полка для соединения шпангоута с обшивкой, 5 – стенка, 6 – внутренний фланец, 7 – базовый элемент, 8 – фитинг

Боковые элементы шпангоута (поз. 2 и 3 на рисунке 1.9) могут изготавливаться из стеклопластика или углепластика с применением углов армирования 0° , 90° , $\pm 45^\circ$ (0° - направление вдоль окружности шпангоута), причем преобладающими являются однонаправленные слои под углом 0° . Боковые элементы изготавливаются отдельно, предпочтительно по технологии RTM. Базовый элемент шпангоута (поз. 7 на рисунке 1.9) изготавливается из однонаправленных слоев с различной ориентацией, причем большая доля таких слоев должна быть расположена под углом 0° . Предпочтительной технологией изготовления базового элемента является автоматическая укладка слоев и автоклавное формование. Такое

решение позволяет значительно повысить прочность и жесткость шпангоута в окружном направлении.

Исходя из проведенного обзора научно-технической литературы, можно сказать, что в большинстве работ рассматриваются только общие конструктивные схемы шпангоутов фюзеляжей и технологии их изготовления. В связи с этим, в рассмотренных работах обсуждаются такие задачи, как уменьшение массы шпангоутов, упрощение процесса их изготовления, и увеличение жесткости и прочности в окружном направлении. Однако в этих работах не приводятся конкретные материалы и схемы армирования, ограничиваясь только общими рекомендациями по их выбору. При этом отсутствуют рекомендации по выбору материалов и схем армирования для увеличения осевой жесткости шпангоутов из ПКМ, что является актуальным для рассматриваемого в диссертации шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя, обеспечивающего передачу осевой нагрузки на створки реверсивного устройства. Отсутствуют исследования и методические рекомендации, посвященные расчету прочности и жесткости композитных шпангоутов при эксплуатационном нагружении, а также по проведению механических лабораторных испытаний для подтверждения комплекса физико-механических и эксплуатационных характеристик с имитацией эксплуатационного нагружения.

Исходя из вышеперечисленного, можно сказать, что при создании шпангоутов из композиционных материалов одной из основных недостаточно исследованных проблем является разработка новых конструкторско-технологических схем и вариантов армирования, обеспечивающих требуемую прочность и жесткость конструкции при различных эксплуатационных нагрузках.

1.2 Конструкторско-технологические схемы шпангоутов авиационного двигателя из композиционных материалов

Конструкторско-технологическая схема (КТС) изделия – это документ, который не входит в перечень международных и региональных стандартов. Введение КТС было связано с принципиальным отличием процесса изготовления дета-

лей из композиционных материалов и традиционно используемых металлических сплавов. Изготовление деталей из металлических сплавов происходит в несколько стадий, как правило, это получение материала и производство самой детали. В отличие от деталей, изготовленных из металлических сплавов, технологический процесс создания композиционного материала и деталей из него происходит за один цикл, вследствие этого характеристики материала в конструкции напрямую зависят от ее геометрии и технологии изготовления. К тому же для производства композитных деталей обязательным является создание специальных оснасток, которые задают форму и габаритные размеры детали. Эти особенности привели к созданию специального документа «конструкторско-технологическая схема», в котором подробно описаны все конструкторские и технологические шаги для изготовления деталей из композиционных материалов.

При изготовлении шпангоутов реверсивного устройства из композиционных материалов в НОЦ АКТ ПНИПУ были разработаны две новые КТС. В процессе разработки схем шпангоутов основными проблемами являлись: выбор технологии изготовления, которая зависит от конструктивных особенностей изделия и материалов, и выбор материалов и схем армирования, которые зависят от нагрузок, действующих на изделие в процессе эксплуатации, и выбранной технологии изготовления.

Для шпангоутов из композиционных материалов можно использовать четыре основные технологии изготовления. Первая технология – вакуумная инфузия VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding), основана на вакуумной пропитке связующим сухого наполнителя в виде ровинга или ткани. Особенностью данной технологии является укладка необходимого количества раскроенного сухого наполнителя в формообразующую оснастку с последующим вакуумированием, пропиткой жидким связующим и отверждением при комнатной или повышенной температуре. Основным преимуществом данного метода является изготовление деталей с высоким содержанием наполнителя, возможностью изготовления деталей сложной формы без использования закрытой оснастки [60-61]. Главным недостатком технологии VARTM является обязательное наличие инъекционного

оборудования [62-70] и пористость, которая возрастает при увеличении толщины изготавливаемой детали.

Второй технологией изготовления композитных шпангоутов является пропитка связующим под давлением в замкнутую форму RTM (Resin Transfer Moulding). Основным ее отличием от технологии VARTM является пропитка сухого наполнителя связующим за счет создания давления в закрытой формообразующей оснастке. При этом закрытая формообразующая оснастка должна обладать высокой жесткостью и низким температурным расширением. Основным преимуществом данного метода является возможность изготовления сложных деталей с высокой размерной точностью. Главным недостатком применения технологии RTM является необходимость использования закрытой оснастки, как правило, металлической, сделанной с высокой точностью, что неизбежно приводит к удорожанию изделия.

Третьей технологией, применяемой для изготовления шпангоутов, является препреговая с автоклавным формованием. Препрегом (preimpregnated fibres) называют полуфабрикат композиционного материала, содержащий армирующий наполнитель, пропитанный не отвержденным связующим [71-72]. Данная технология заключается в укладке необходимого количества предварительно раскроенного препрега (пропитанного наполнителя) в специальную формообразующую оснастку с последующим отверждением в автоклавном комплексе при избыточном давлении. Основным преимуществом данной технологии является возможность получения деталей с высоким уровнем физико-механических свойств и низкой пористостью [73-82]. Однако стоит отметить, что физико-механические свойства деталей, изготовленных по данной технологии, напрямую зависят от качества пропитки используемого препрега. К недостаткам технологии можно отнести дороговизну используемых материалов, применение дорогостоящего специального оборудования (автоклавный комплекс). К тому же для изготовления толстостенных изделий сложной формы необходимо проведение промежуточных горячих подпрессовок, например, при выкладке детали из 35 слоев препрега, необходимо провести две горячие подпрессовки, вследствие чего существенно увели-

чиваются временные затраты, значительно затягивается общий цикл и повышается себестоимость изготовления детали.

Четвертой технологией, используемой для изготовления шпангоутов из композиционных материалов, является намотка. Данный метод описан в предыдущем разделе диссертационной работы. Основным достоинством данного метода является высокая производительность, обусловленная высокой скоростью укладки наполнителя. К недостаткам данного метода можно отнести высокую стоимость оборудования, ограниченный перечень изделий, которые можно изготавливать методом намотки. Особенностью метода намотки является то, что основная доля армирующих волокон ориентируется в кольцевом направлении.

Таким образом, применение конкретной технологии изготовления шпангоутов из композиционных материалов сопровождается определенным набором достоинств, недостатков и зависит от особенностей конструкции и характера эксплуатационных нагрузок, которые необходимо учитывать при разработке новой КТС, обеспечивая требуемые параметры прочности и жесткости конструкции.

В научно-образовательном центре авиационных композитных технологий (НОЦ АКТ) ПНИПУ были разработаны КТС и технологии изготовления переднего и заднего шпангоутов из композиционных материалов для реверсивного устройства авиационного двигателя. Передний шпангоут имеет S – образный профиль, а задний шпангоут имеет П – образный профиль. Общий вид и геометрические параметры конструкций шпангоутов был задан титановыми аналогами.

Для изготовления переднего шпангоута из композиционных материалов была выбрана препреговая технология и метод автоклавного формования. Этот выбор обусловлен тем, что передний шпангоут имеет простой S – образный профиль, который, однако, не позволяет изготавливать его методом намотки, не имеет закладных элементов и ребер жесткости. К тому же, в НОЦ АКТ в наличии имеется и активно эксплуатируется автоклавное оборудование, в связи, с чем запуск производства переднего шпангоута по препреговой технологии значительно дешевле, чем использование технологий RTM и VRTM. Дополнительной сложностью при использовании технологий RTM и VRTM для изготовления переднего

шпангоута является его толщина от 6,3 мм до 7,7 мм (в зависимости от толщины монослоя), при пропитке конструкции такой толщины есть вероятность образования большого количества пор.

Для изготовления заднего шпангоута из композиционных материалов была выбрана технология RTM. Это обусловлено тем, что задний шпангоут имеет более сложный П-образный профиль и ребра жесткости, которые следует изготавливать за один технологический цикл с основной конструкцией. К тому же использование технологии RTM позволяет изготавливать задний шпангоут с геометрической точностью, которая на порядок выше, чем могут обеспечить препреговая технология и технология намотки. В качестве иллюстрации на рисунках 1.10-1.11 показан общий вид переднего и заднего шпангоутов из ПКМ.

Одной из основных проблем при проектировании и разработке технологии изготовления шпангоутов из композиционных материалов является определение схемы армирования, которая обеспечивает требуемые механические свойства конструкции и может быть реализована в выбранном технологическом процессе изготовления. Соответствующая система выкровок материала, последовательно укладываемых на формообразующую оснастку, должна обеспечить получение конструкции с заданной геометрией, прочностью и жесткостью.

В работе [59] приведены рекомендации по выбору схемы армирования шпангоута, обеспечивающей увеличение его жесткости в окружном направлении. Авторы утверждают, что наиболее рациональным углом укладки однонаправленного армирующего материала для достижения максимальных значений жесткости шпангоута в окружном направлении является угол 30° (рисунок 1.12). При этом распределение слоев материалов по толщине в шпангоуте должно осуществляться равномерно с углами 30° , -30° и 90° .

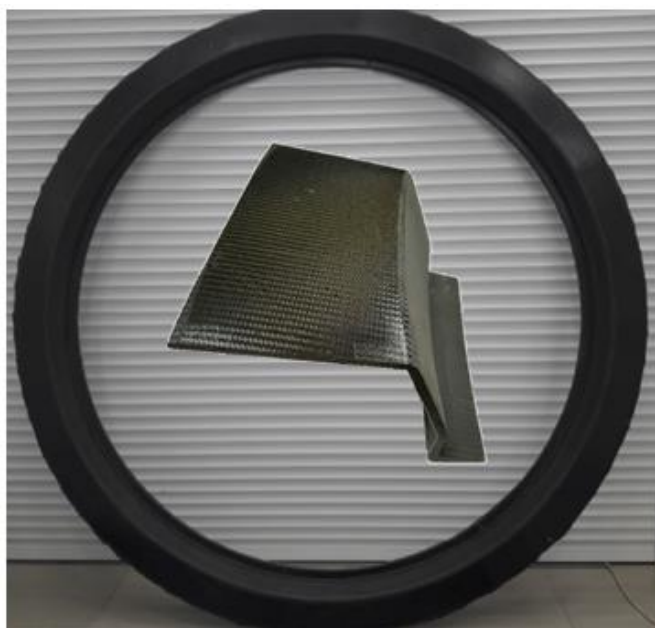


Рисунок 1.10 – Общий вид переднего шпангоута реверсивного устройства, изготовленного по препреговой технологии



Рисунок 1.11 – Общий вид заднего шпангоута реверсивного устройства, изготовленного по технологии RTM

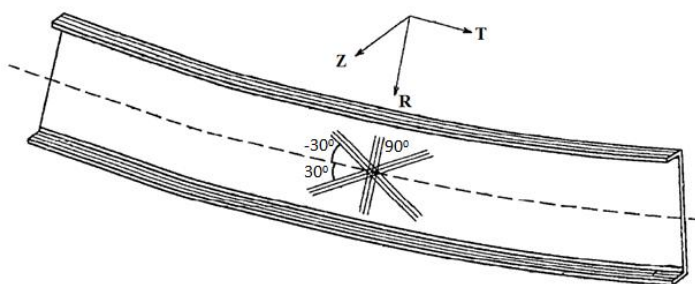


Рисунок 1.12 – Схематичное изображение сегмента шпангоута со схемой армирования [59], которая увеличивает его жесткость в кольцевом направлении, где Z – осевое, T – окружное, R – радиальное направление

В целом, детали типа шпангоут обладают и без того высокой жесткостью в окружном направлении и хорошо сопротивляются деформациям в своей плоскости (плоскость θ -R на рисунке 1.13). Эта особенность обусловлена спецификой используемых форм профилей шпангоута, таких как Z, T, I и П – образных. В данных типах шпангоутов фланцевые соединения являются усилителями, которые придают ему дополнительную жесткость. Однако шпангоуты с большими габаритными размерами (больше 2-х метров в диаметре) плохо сопротивляются нагрузкам, приводящим к их деформированию в осевом направлении (направление Z на рисунке 1.13).

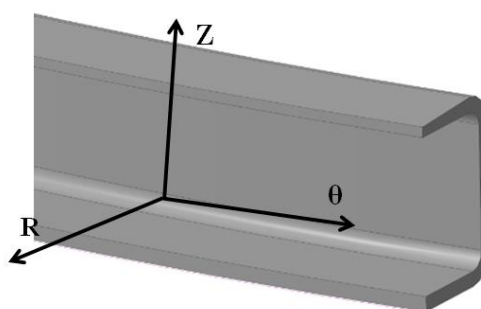


Рисунок 1.13 – Исследуемый шпангоут П-образного профиля, где Z – осевое направление, θ – окружное направление, R – радиальное направление

Следует отметить, что исследуемый в диссертации задний шпангоут реверсивного устройства авиационного двигателя обеспечивает передачу осевой нагрузки на створки реверсивного устройства, подробно варианты нагружения шпангоута рассмотрены в разделе 2 диссертации. Поэтому осевое направление нагружения шпангоута является наиболее опасным [60-61], а повышение жестко-

сти и прочности шпангоута в этом направлении является актуальной задачей. Осевые нагрузки на шпангоут вдоль оси OZ в системе координат на рисунке 1.13, могут привести к его изгибу из плоскости и отгибанию фланца.

В настоящее время в литературе отсутствуют рекомендации по выбору материалов и схем армирования для увеличения осевой жесткости шпангоутов из ПКМ. Отсутствуют постановки и решения задач численного и натурного моделирования композитных шпангоутов при эксплуатационном нагружении, рекомендации по инженерным методикам расчета его НДС, оценки прочности, жесткости. Кроме того отсутствуют и методики и рекомендации для проведения лабораторных испытаний для экспериментального подтверждения механических характеристик композитных шпангоутов. Поэтому диссертационное исследование, посвященное решению указанных задач, является актуальным.

1.3 Объект и основные направления исследований

Объектом исследования в настоящей диссертационной работе выбран типовой шпангоут П-образного профиля из композиционного материала (рисунок 1.11), являющийся прототипом заднего шпангоута из ПКМ реверсивного устройства авиационного двигателя.

Задний шпангоут является одним из основных элементов силового каркаса реверсивного устройства (рисунок 1.14). Силовой каркас конструктивно состоит из переднего и заднего шпангоутов, а так же решеток реверсивного устройства, перенаправляющих воздушный поток. С одной стороны секции решеток крепятся к переднему шпангоуту, а с другой - к переднему фланцу заднего шпангоута. Кроме того, каждая секция крепится боковыми продольными ребрами к сопрягаемым элементам, образуя жесткий силовой каркас реверсивного устройства (рисунок 1.15-1.16).

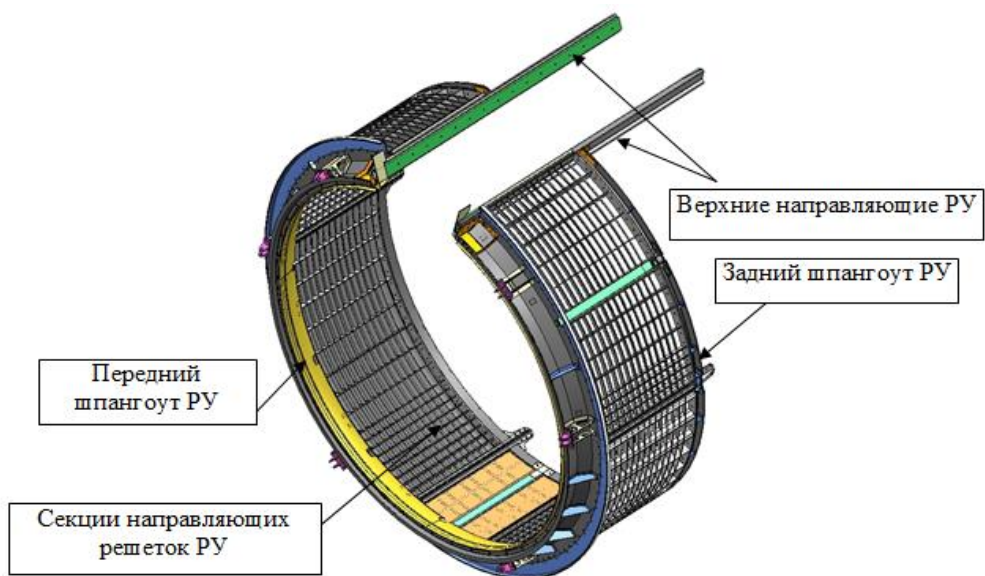
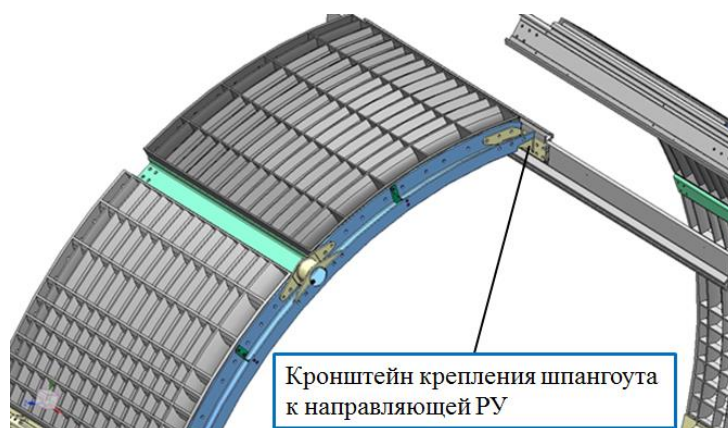
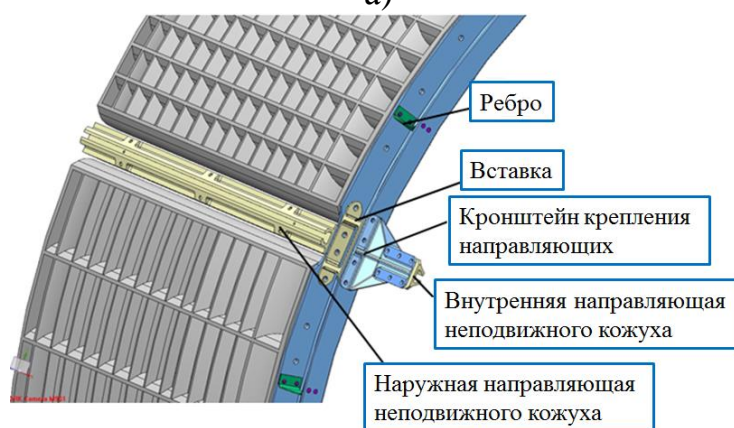


Рисунок 1.14 – Общий вид силового каркаса реверсивного устройства



а)



б)

Рисунок 1.15 – Задний шпангоут с элементами крепления к направляющей реверсивного устройства (а) и решетке реверсивного устройства (б)

В заднем шпангоуте передний фланец имеет переменную толщину с утолщением к основанию от 4 мм (в верхней части) до 5 мм (в зоне перегиба). При этом основание шпангоута и задний его фланец имеют постоянную толщину, равную 5 мм (рисунок 1.16).

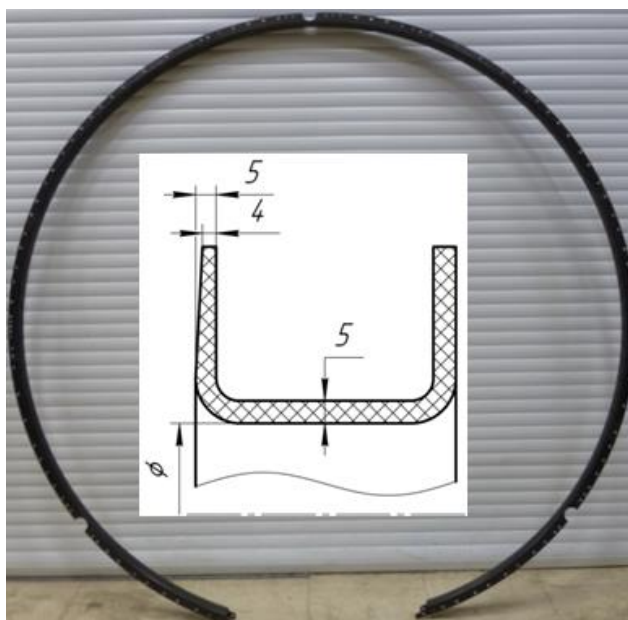


Рисунок 1.16 – Задний шпангоут реверсивного устройства П-образного профиля

На передний фланец шпангоута через болтовое соединение от решетки реверсивного устройства в осевом направлении передаются сосредоточенные силы, под действием которых в конструкции шпангоута возникает сложное напряженное состояние. При этом под действием эксплуатационной осевой нагрузки в местах болтового соединения заднего фланца (А-И на рисунке 1.17) возникает момент, который приводит к отгибу переднего фланца (рисунок 1.18,а). В сегментах 1-8 расположенных между болтовыми соединениями (рисунок 1.17), возникает момент, который приводит к изгибу шпангоута из его плоскости (рисунок 1.18,б). При этом по всей окружности шпангоута под действием радиальных и кольцевых нагрузок возникают моменты, которые приводят к изгибу шпангоута в его плоскости (рисунок 1.18,в). Для иллюстрации действующих на шпангоут осевых нагрузок на рисунке 1.19 приведено схематичное изображение их эпюр.



Рисунок 1.17 – Схема закрепления шпангоута и его условное разделение на сегменты, где буквами указаны места жесткого закрепления заднего фланца, а цифрами сегменты, на которые условно разделили шпангоут

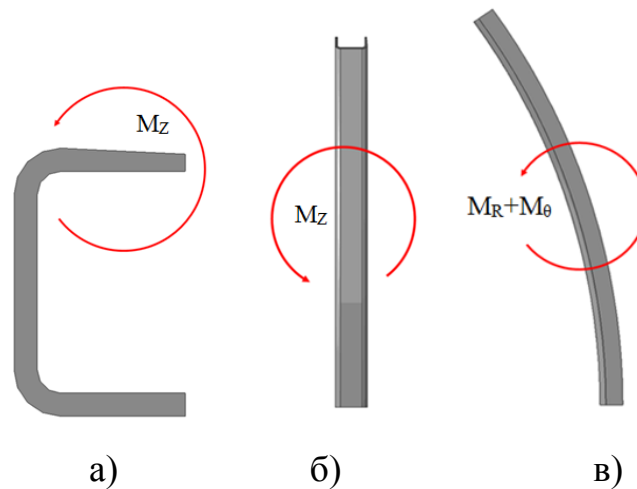


Рисунок 1.18 – Моменты, возникающие в шпангоуте под действием эксплуатационной нагрузки, а – момент в области болтового крепления заднего фланца под действием осевой нагрузки, б – момент между болтовыми креплениями заднего фланца под действием осевой нагрузки, в – момент под действием радиальных и кольцевых нагрузок

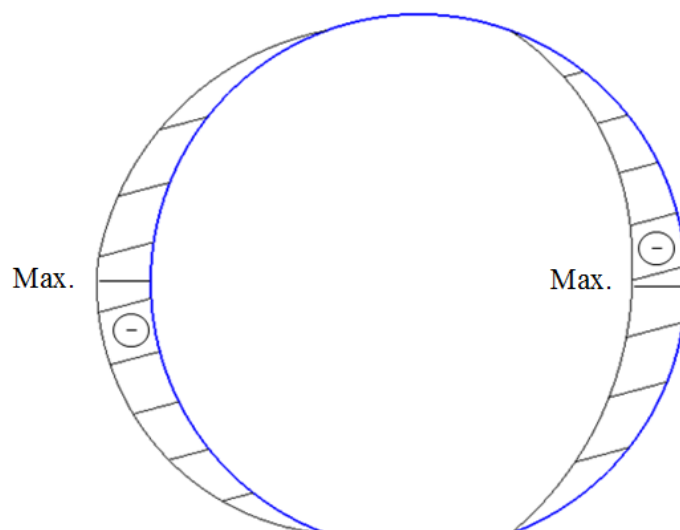


Рисунок 1.19 – Схематическое изображение эпюры осевых нагрузок, действующих на конструкцию шпангоута, Н

Основываясь на проведенном анализе, можно сделать вывод, что на деформирование конструкции шпангоута наименьшее влияние оказывают нагрузки, приводящие к изгибу шпангоута в его плоскости (рисунок 1.18, в). Это обусловлено тем, что передний и задний фланцы шпангоута являются ребрами, которые в значительной степени увеличивают его жесткость в плоскости. Наибольшее влияние на деформирование шпангоута оказывают нагрузки, приводящие к изгибу из его плоскости, а именно осевые нагрузки (рисунок 1.18, а, б). Это связано с тем, что жесткость шпангоута в осевом направлении зависит только от его основания и мест жесткого закрепления заднего фланца. В связи с тем, что расстояние между зонами закрепления заднего фланца шпангоута Б-В, В-Г, Е-Ж и Ж-З (рисунок 1.17) довольно велико, нагрузку, действующую на сегменты 2, 3, 6 и 7 шпангоута (рисунок 1.17), воспринимает только его основание (рисунок 1.20). К тому же, в случае изготовления шпангоута из слоистых композиционных материалов следует учитывать их сравнительно низкую межслоевую прочность, что может привести к возникновению расслоений в зонах перегиба слоев (рисунок 1.20).



Рисунок 1.20 – Зоны шпангоута отвечающие за его жесткость в осевом направлении

Применение композиционных материалов для изготовления шпангоута позволяет снизить массу конструкции до 60 % по сравнению с металлическими аналогами при сохранении прочности и жесткости. В связи с этим исследование конструкций из ПКМ является важной научной проблемой, которая предусматривает решение целого комплекса связанных друг с другом научных задач.

Во-первых, необходимо установить и провести анализ характера напряженно-деформированного состояния и разрушения типового шпангоута из традиционных металлических сплавов при эксплуатационной нагрузке, действующей на шпангоут при различных режимах полета.

Во-вторых, необходимо определить конструктивные особенности, выбрать материал, технологию изготовления и разработать конструкторско-технологическую схему шпангоута из композиционных материалов, которая включает в себя элементы эскизного проектирования совместно с разработкой основных технологических операций изготовления и схемы технологической оснастки. Именно на этапе разработки КТС принимается решение об использовании принципиальной технологии изготовления конструкции, которая позволит реализовать ее с требуемой точностью и конструкторские решения обеспечивающие получение требуемых характеристик материала в изделии. От правильного выбора КТС во многом зависит качество и надежность получаемого изделия, а также трудоемкость изготовления и себестоимость.

В-третьих, на этапе проектирования изделия необходимо провести проектные расчеты и определить значения конструктивных параметров и принципиальную схему армирования, используя перечень исходных материалов, выбранных при разработке КТС. На этом этапе в инженерных пакетах разрабатывается модель конструкции, и одновременно проводятся исследования влияния схемы армирования на жесткость и прочность конструкции. При этом исследуется влияние параметров численного моделирования на точность решения и результаты анализа НДС, оценки прочности и жесткости композитной конструкции. По результатам исследований уточняются ее конструктивные особенности, схема армирования, выбор материалов, разрабатывается технология и оснастка для изготовления опытного образца или конструктивно-подобного элемента для проверки выбранных конструкторских и технологических решений.

Далее на этапе экспериментальных и расчетно-экспериментальных исследований изготавливается образец-демонстратор и конструктивно-подобный элемент (КПЭ) шпангоута и проводятся его лабораторные механические испытания. Моделирование испытаний и сопоставление результатов моделирования и эксперимента позволяет верифицировать разработанные математические модели и получить экспериментальное и расчетное подтверждение прочности и жесткости полноразмерной проектируемой конструкции при эксплуатационных нагрузках.

В процессе изготовления композитного шпангоута отрабатываются технологические приемы, и проверяют качество получаемого композиционного материала в составе изделия. Вследствие того, что эксплуатационные нагрузки часто трудно воспроизвести в лабораторных условиях, а параметры образца или конструктивно-подобного элемента отличаются от натурального изделия, лабораторные испытания проводятся совместно с расчетами и моделированием поведения образца при лабораторных нагрузках. При этом проводится верификация математических моделей, используемых в расчетах, уточняются характеристики материалов, выдаются рекомендации по возможному совершенствованию конструкции или технологии. После верификации разработанных численных моделей шпанго-

ута из ПКМ разрабатываются методики расчета и проектирования подобных конструкций.

Таким образом, предварительное заключение о правильности принятых конструкторских и технологических решений делается на основе расчетных и экспериментальных исследований особенностей деформирования и разрушения образца или конструктивно-подобного элемента шпангоута и постановкой и решением задач механики деформируемого твердого тела.

1.4 Цель и задачи исследования

Проведенный обзор научно-технических работ показал, что шпангоуты активно применяются в конструкциях авиационной и ракетной техники. Большинство шпангоутов изготавливается из сплавов на основе алюминия или титана, и небольшая часть шпангоутов изготавливается из композиционных материалов (как например, некоторые шпангоуты фюзеляжей). Было отмечено, что замена металлических сплавов на композиционные материалы позволяет существенно снизить массу конструкций, не ухудшая прочности и жесткости. Обзор возможных технологий изготовления шпангоутов из композиционных материалов позволил определить их преимущества и недостатки и выделить перспективные технологии для изготовления опытных конструкций. Анализ опыта создания таких конструкций показал, что замена титанового сплава на ПКМ при изготовлении заднего шпангоута авиационного двигателя при сохранении его конструктивных размеров и обеспечения выполнений требований по прочности и жесткости может потенциально уменьшить его массу примерно в 3 раза с 17 кг до 6 кг, а достигнутый в настоящее время 60% выигрыш по массе не является пределом.

Из проведенного анализа литературы было установлено, что в рассмотренных работах приводятся рекомендации и технические решения по увеличению жесткости шпангоутов в окружном направлении, поскольку основной нагрузкой, действующей на шпангоуты фюзеляжа, является окружная нагрузка, а осевую нагрузку воспринимают продольные силовые элементы фюзеляжа, такие как лонжероны и стрингеры.

Однако шпангоуты, применяемые в авиационных двигательных установках, имеют другой характер нагружения. Основной нагрузкой, действующей на шпангоут, является осевая нагрузка. В связи с этим при проектировании шпангоута авиационного двигателя из ПКМ необходимо применять материалы и схемы армирования, которые позволят обеспечить требуемую жесткость конструкции при осевом нагружении.

Объектом настоящего диссертационного исследования был выбран задний шпангоут реверсивного устройства авиационного двигателя. Проведенный предварительный анализ возможных вариантов нагружения шпангоута показал, что наиболее опасными нагрузками будут те, которые приведут к деформированию шпангоута из его плоскости (в осевом направлении) и отгибу переднего фланца.

Для проектирования и создания опытного образца шпангоута из полимерных композиционных материалов необходимо решить комплекс научно-технических задач и задач механики деформируемого твердого тела: установить характер напряженно-деформированного состояния и разрушения типового шпангоута при эксплуатационной нагрузке; определить конструктивные особенности, выбрать материал, технологию изготовления и разработать конструкторско-технологическую схему шпангоута; разработать компьютерную модель шпангоута и провести прочностные расчеты на основе численного моделирования, анализа НДС и оценки прочности композитной конструкции; провести экспериментальные и расчетно-экспериментальные исследования образцов и конструктивно-подобных элементов для оценки их прочности и жесткости при эксплуатационных нагрузках; выдать рекомендации по возможному совершенствованию конструкции или технологии.

Для решения задач механики деформируемого твердого тела, обеспечивающих проектирование и создание опытного образца шпангоута из полимерных композиционных материалов, сформулирована цель и задачи диссертационного исследования.

Цель диссертационного исследования:

Выявление зависимостей между структурой материала, особенностями деформирования и запасами прочности композитного шпангоута авиационного двигателя, выбор рациональной схемы армирования конструкции шпангоута и расчетное и экспериментальное подтверждение его работоспособности при эксплуатационных нагрузках.

Задачи диссертационного исследования:

1. Провести сравнительный анализ механических свойств и выбрать полимерные композиционные материалы и схемы армирования, обеспечивающие требуемые деформационные характеристики и запасы прочности конструкции шпангоута при заданных вариантах внешних воздействий.

2. Сформулировать постановку задачи механики деформируемого твердого тела, разработать математические модели для расчета напряженно-деформированного состояния, оценки прочности и жесткости шпангоута из полимерных композиционных материалов;

3. Выполнить расчет и сравнительный анализ полей напряженно-деформированного состояния шпангоута с различными схемами армирования при эксплуатационных нагрузках, выбрать рациональную схему армирования, обеспечивающую наибольший запас прочности и жесткости конструкции;

4. Разработать методики и провести экспериментальные и расчетные исследования деформирования и разрушения образцов шпангоута из ПКМ для подтверждения требуемых запасов прочности и жесткости и верификации разработанных математических моделей и характеристик композиционных материалов, реализуемых в конструкции.

2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО- ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ НАГРУЗКАХ

В данной главе представлена математическая постановка задачи расчета НДС типового шпангоута авиационного двигателя. Разработана математическая модель механического деформирования шпангоута из однородного и неоднородного слоистого материала. Проведен анализ эксплуатационных нагрузок и выбраны варианты нагружения шпангоута для последующего расчета НДС, прочностного анализа и исследования влияния схем армирования на жесткость и прочность шпангоута из композиционных материалов. Проведен расчет и анализ НДС и выполнена оценка прочности прототипа исследуемого шпангоута из титанового сплава. Сформулированы рекомендации для предварительного выбора преимущественных направлений армирования шпангоута при проектировании его из композиционных материалов.

2.1 Математическая постановка задачи расчета НДС и оценки прочности шпангоута авиационного двигателя при эксплуатационных нагрузках

Объектом исследования является задний шпангоут реверсивного устройства авиационного двигателя, рассмотренный в первой главе диссертационного исследования (рисунок 1.14-1.16). Шпангоут представляет собой незамкнутое кольцо П-образного профиля (рисунок 2.1а). В настоящем разделе диссертации сформулирована постановка задачи расчета НДС шпангоута, изготовленного из титанового сплава и композиционных материалов. Для проведения математического моделирования была разработана геометрическая модель заднего шпангоута из ПКМ (рисунок 2.1,б). Значения толщин, указанные на рисунке 2.1, ориентировочные и зависят от толщины монослоя.

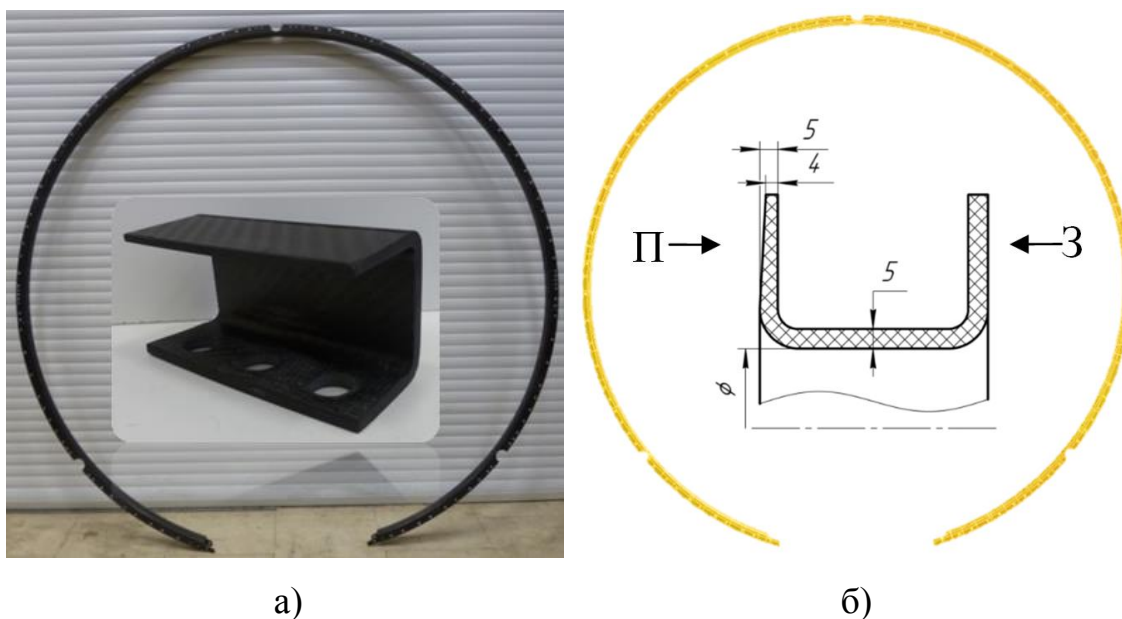


Рисунок 2.1 – Общий вид заднего шпангоута из ПКМ (а) и геометрическая модель (б), где П – передний фланец шпангоута, З – задний фланец шпангоута

В процессе эксплуатации шпангоут нагружается в 76 точках по окружности переднего фланца сосредоточенными силами F_i , передаваемыми на болтовые крепления переднего фланца от воздействия газодинамического потока на решетки реверсивного устройства. Закрепление шпангоута осуществляется посредством болтового соединения его заднего фланца с направляющими реверсивного устройства (рисунок 1.14).

Шпангоут из титанового сплава представляет собой однородную конструкцию одинаковой толщины 5 мм. При изготовлении шпангоута из композиционных материалов его толщина будет зависеть от количества и номенклатуры слоев, используемых в схеме армирования. Будем рассматривать конструктивный вариант прототипа шпангоута, разработанного в НОЦ АКТ ПНИПУ, с армирующим пакетом из 25 слоев и толщиной слоя от 0,18 до 0,22 мм. При этом общая толщина конструкции шпангоута может варьироваться в пределах от 4,5 до 5,5 мм в зависимости от разброса технологических параметров: вязкость связующего, температура и давление прессования, что приводит к вариации толщины монослоя материала, и соответственно изменению общей толщины конструкции.

В связи с тем, что окружной размер шпангоута намного больше его толщины, для расчета НДС допустимо использовать соотношения теории пластин и оболочек [12]. В результате решения задачи о деформировании шпангоута в оболочечной постановке с достаточной точностью определяются перемещения точек срединной поверхности, напряжения и деформации в окружном направлении. Этих параметров достаточно для оценки жесткости и прочности однородного шпангоута из металлического сплава. Для оценки прочности при этом можно использовать интегральный критерий прочности и пластичности, например, критерий Мизеса [85], а жесткость конструкции характеризовать максимальными перемещениями точек конструкции.

Однако при исследовании механического поведения шпангоута, выполненного из композиционных материалов, необходимо определить НДС в отдельных слоях. При этом для оценки прочности шпангоута представляют интерес не только напряжения и деформации в плоскости армирования слоев, но и межслойные нормальные и касательные напряжения. Эти напряжения, несмотря на малое значение по сравнению с напряжениями в плоскости слоев, являются потенциально опасными для слоистых конструкций. Это связано с малыми предельными значениями напряжений, которые приводят к разрушению конструкции по типу расслоения. Поэтому моделирование механического поведения шпангоута, выполненного из композиционных материалов, необходимо проводить в трехмерной постановке, решая пространственную задачу МДГТ для неоднородной анизотропной конструкции.

В диссертационном исследовании для рассматриваемого шпангоута использовались две математические модели, первая модель соответствует постановке задачи МДГТ в трехмерной оболочечной, а вторая - в трехмерной объемной постановке. Для моделей шпангоута из композиционных материалов явно описывалась его слоистая структура, а в трехмерной постановке проводился анализ межслойных напряжений. Механические свойства титанового сплава и полимерного композиционного материала считались упругими. При этом начальные деформации и напряжения не рассматривались.

Математическая постановка задачи расчета НДС шпангоута в вариационной формулировке для трехмерной объемной постановки заключается в нахождении минимума функционала Лагранжа [1].

$$\delta J_u = \int_V \varepsilon_{ij} C_{ijkl} \delta \varepsilon_{kl} dV - \int_{S_t} F_i \cdot \delta u_i dS, \quad (2.1)$$

где ε_{ij} и $\delta \varepsilon_{kl}$ - тензор и вариация тензора деформаций, C_{ijkl} - тензор упругих модулей, δu_i - вариация вектора перемещений, F_i - вектор внешних сил. В общем случае шпангоут считается многосвязной областью V с внешними границами $S=S_u+S_t$, на которых задаются силовые и кинематические граничные условия.

Для шпангоута из полимерных композиционных материалов введем локальную систему координат ортотропного слоя углепластика $OX_1X_2X_3$. В ней ось OX_1 совпадает с направлением основы (по профилю шпангоута), OX_2 – утка (кольцевое направление), OX_3 - перпендикулярна плоскости слоя. В установленной локальной системе координат компоненты тензора $\tilde{\mathbb{C}}$ будем определять через технические упругие постоянные каждого слоя по формулам [59]:

$$\begin{aligned} C_{1111} &= \frac{1}{E_{22}A} \left(\frac{1}{E_{33}} - \frac{\nu_{23}^2}{E_{22}} \right), & C_{2222} &= \frac{1}{E_{33}A} \left(\frac{1}{E_{11}} - \frac{\nu_{31}^2}{E_{33}} \right), \\ C_{3333} &= \frac{1}{E_{11}A} \left(\frac{1}{E_{22}} - \frac{\nu_{12}^2}{E_{11}} \right), & C_{1122} &= \frac{1}{E_{33}A} \left(\frac{\nu_{31}\nu_{23}}{E_{22}} + \frac{\nu_{12}}{E_{11}} \right) \\ C_{1133} &= \frac{1}{E_{33}A} \left(\frac{\nu_{12}\nu_{23}}{E_{11}} + \frac{\nu_{31}}{E_{33}} \right), & C_{2233} &= \frac{1}{E_{11}A} \left(\frac{\nu_{12}\nu_{31}}{E_{33}} + \frac{\nu_{32}}{E_{22}} \right) \\ C_{1212} &= G_{12}, & C_{1313} &= G_{13}, & C_{2323} &= G_{23} \\ A &= \frac{1}{E_{11}E_{22}E_{33}} \left(1 - 2\nu_{12}\nu_{23}\nu_{31} - \frac{E_{11}}{E_{33}}\nu_{31}^2 - \frac{E_{22}}{E_{11}}\nu_{12}^2 - \frac{E_{33}}{E_{22}}\nu_{23}^2 \right) \end{aligned} \quad (2.2)$$

В рассматриваемой конструкции композитного шпангоута имеются слои с различной ориентацией локальных систем координат $OX_1X_2X_3$ относительно глобальной системы координат $OXYZ$ в соответствии с выбранной схемой армирования. Для преобразования компонентов тензора $\tilde{\mathbb{C}}$ из локальной системы координат в глобальную воспользуемся формулой:

$$C_{i'j'k'l'} = C_{ijkl} \alpha_{i'i} \alpha_{j'j} \alpha_{k'k} \alpha_{l'l} \quad (2.3)$$

где $\alpha_{i'i}$ – матрица косинусов углов между направлением осей локальной и глобальной систем координат для каждого слоя.

При моделировании титанового шпангоута принимается аналогичная система уравнений (2.1-2.3). Однако упругие свойства материала описываются двумя константами: модулем Юнга и коэффициентом Пуассона.

Граничные условия для задачи расчета НДС шпангоута в оболочечной постановке и трехмерной постановке задавались следующим образом. В заданных точках, распределенных по окружности переднего фланца на одинаковом удалении от центра шпангоута, действуют сосредоточенные силы S_t (рисунок 2.2).

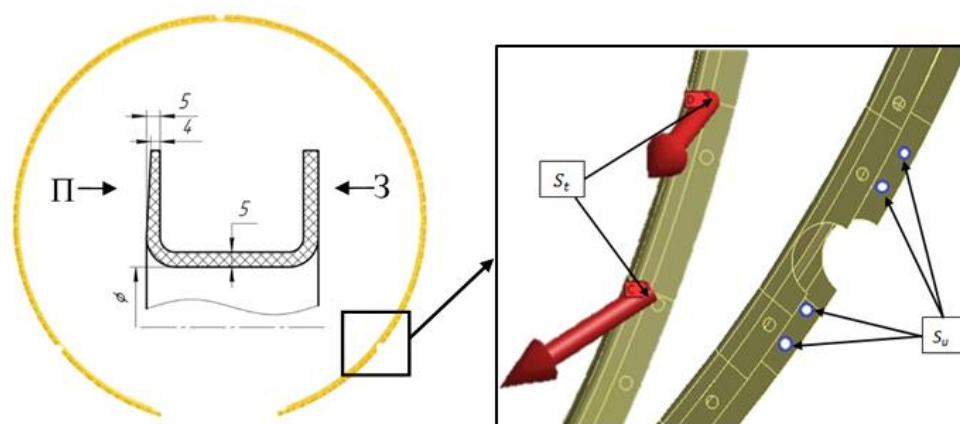


Рисунок 2.2 – Граничные условия. S_t – силовые граничные условия, S_u – кинематические граничные условия

При этом предполагалось, что данные нагрузки являются квазистатическими, вследствие чего влиянием динамических эффектов пренебрегали. Следовательно, силовые граничные условия для шпангоута принимают вид:

$$\sigma_{ij} \cdot n_j = F_i(x, y, z)|_{S_t}. \quad (2.4)$$

В качестве кинематических граничных условий для шпангоута задавалось ограничение перемещений и поворотов во всех направлениях в местах закрепления заднего фланцевого соединения к направляющим реверсивного устройства. Соответствующие кинематические граничные условия для перемещений имеют вид:

$$U_x|_{S_u} = U_y|_{S_u} = U_z|_{S_u} = 0 \quad (2.5)$$

Для оценки прочности шпангоута предлагается использовать следующие критерии прочности. Для композитного шпангоута в оболочечной постановке - критерий Хашина в плоскости слоя:

$$fd_{xx} = \left(\frac{\sigma_{xx} \cdot k}{S_{xx}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy} \cdot k}{S_{xy}} \right)^2 \leq 1, \quad fd_{yy} = \left(\frac{\sigma_{yy} \cdot k}{S_{yy}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy} \cdot k}{S_{xy}} \right)^2 \leq 1; \quad (2.6)$$

критерий максимальных нормальных напряжений в направлении основы и перпендикулярном основе направлении, и критерий максимальных касательных напряжений в плоскости слоя:

$$fd_{xx} = \frac{\sigma_{xx} k}{S_{xx}} \leq 1; \quad fd_{yy} = \frac{\sigma_{yy} k}{S_{yy}} \leq 1; \quad fd_{xy} = \frac{\tau_{xy} k}{S_{xy}} \leq 1; \quad (2.7)$$

Для композитного шпангоута в трехмерной постановке для оценки межслоевой прочности использовался критерий Хашина (2.8) и критерий максимальных напряжений (2.9):

$$fd_{zz} = \left(\frac{\sigma_{zz} \cdot k}{S_{zz}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{zy} \cdot k}{S_{zy}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{zx} \cdot k}{S_{zx}} \right)^2 \leq 1; \quad (2.8)$$

$$fd_{zz} = \frac{\tau_{zz} k}{S_{zz}} \leq 1; \quad fd_{zx} = \frac{\tau_{zx} k}{S_{zx}} \leq 1; \quad fd_{zy} = \frac{\tau_{zy} k}{S_{zy}} \leq 1; \quad (2.9)$$

Для шпангоута, выполненного из титанового сплава, для оценки прочности использовался критерий Мизеса:

$$fd_{Mis} = \frac{\frac{1}{\sqrt{2}} k \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2}}{\sigma_T} \leq 1. \quad (2.10)$$

В случае, когда $fd \leq 1$, конструкция обладает коэффициентом запаса прочности k , если $fd > 1$, считается, что происходит разрушение материала и потеря несущей способности конструкции.

Следует отметить, что в процессе эксплуатации на шпангоут действует сложная система нагрузок, описываемая системой сосредоточенных сил $F_i(x, y, z)$ (2.1). Для оценки прочности и жесткости шпангоута принято выделять

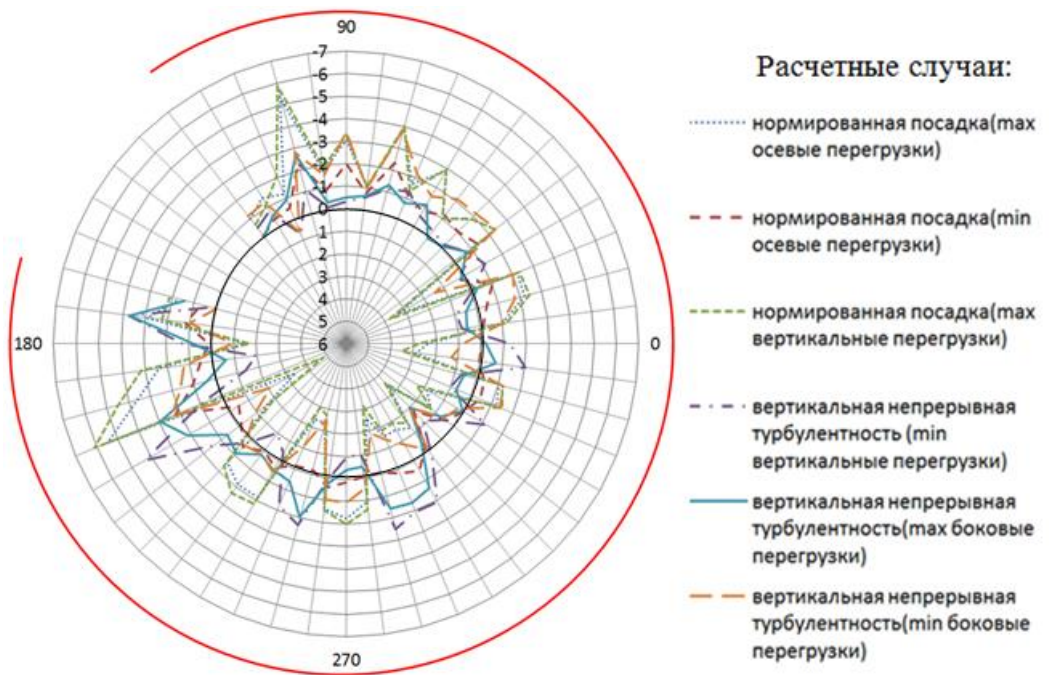
несколько вариантов комбинаций сосредоточенных сил, соответствующих различным условиям работы двигательной установки.

В диссертационном исследовании было рассмотрено три режима полета: прямая тяга (№1), обратная тяга (№2), нагружение решетки РУ (№3). Для каждого режима полета рассматривалось шесть расчетных случаев:

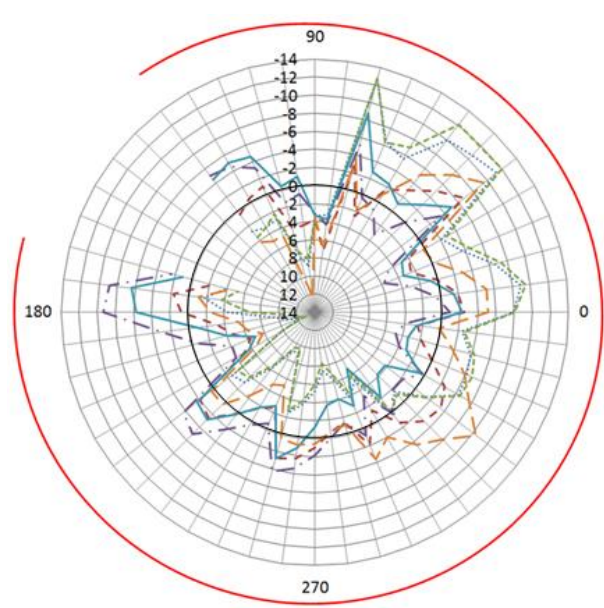
1. Нормированная посадка (максимальные осевые перегрузки);
2. Нормированная посадка (минимальные осевые перегрузки);
3. Нормированная посадка (максимальные вертикальные перегрузки);
4. Вертикальная непрерывная турбулентность (минимальные вертикальные перегрузки);
5. Вертикальная непрерывная турбулентность (максимальные боковые перегрузки);
6. Вертикальная непрерывная турбулентность (минимальные боковые перегрузки).

Расчет НДС и поиск рациональной схемы армирования шпангоута для всех вариантов нагружения представляет трудоемкую задачу. Поэтому в диссертационном исследовании проведен сравнительный анализ восемнадцати вариантов комбинаций сосредоточенных сил для выбора тех вариантов нагружения, которые обладают максимальными суммарными или сосредоточенными нагрузками.

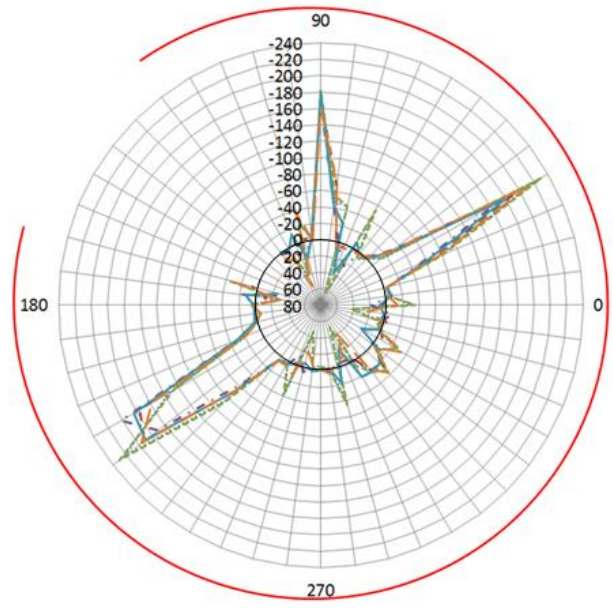
На рисунках 2.3 – 2.5 показано распределение нагрузки по окружности шпангоута (красная окружность) в зависимости от расчетного случая и режима работы двигателя. Для каждого расчетного случая заданы сосредоточенные усилия $\vec{F}_i = (F_z, F_r, F_\theta)$ в 27 точках ($i=76$), распределенных по окружности переднего фланца шпангоута (где z – осевое направление, r – радиальное, θ - окружное).



а)

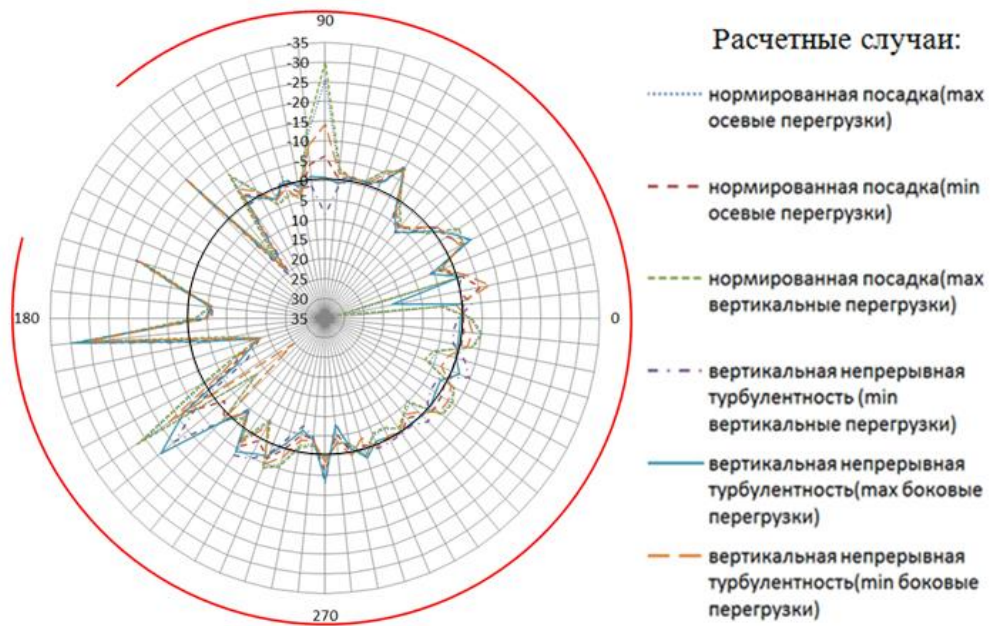


б)

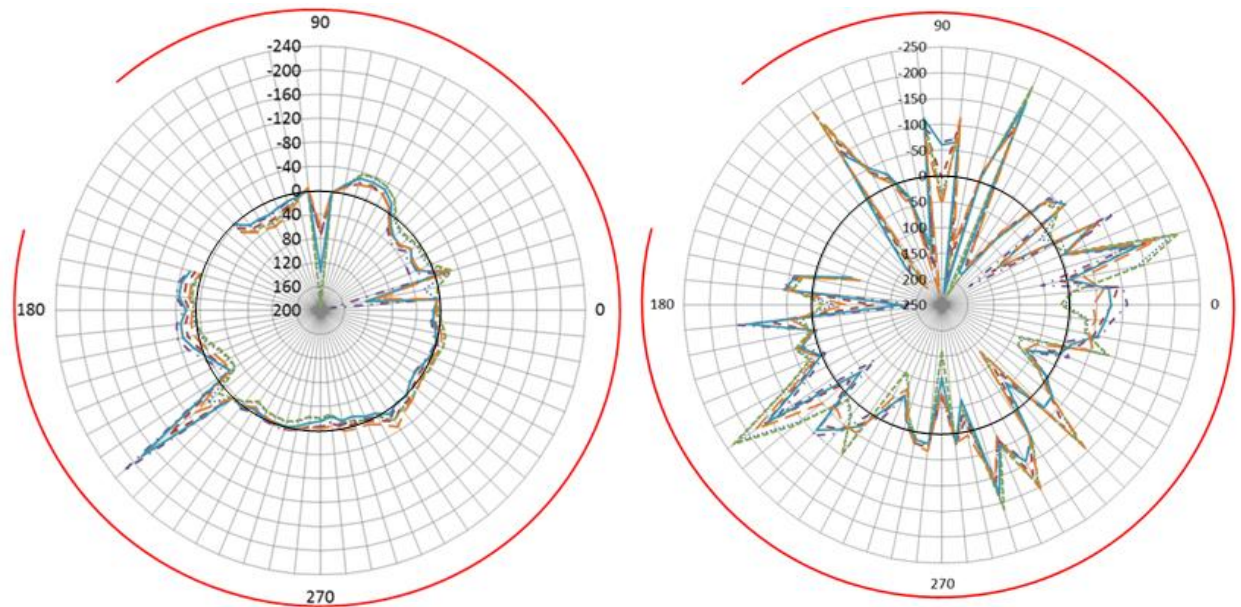


в)

Рисунок 2.3 – Радиальные (f_x, H) (а), окружные (f_y, H) (б) и осевые (f_z, H) (в) усилия, по окружности шпангоута в режиме «прямая тяга»



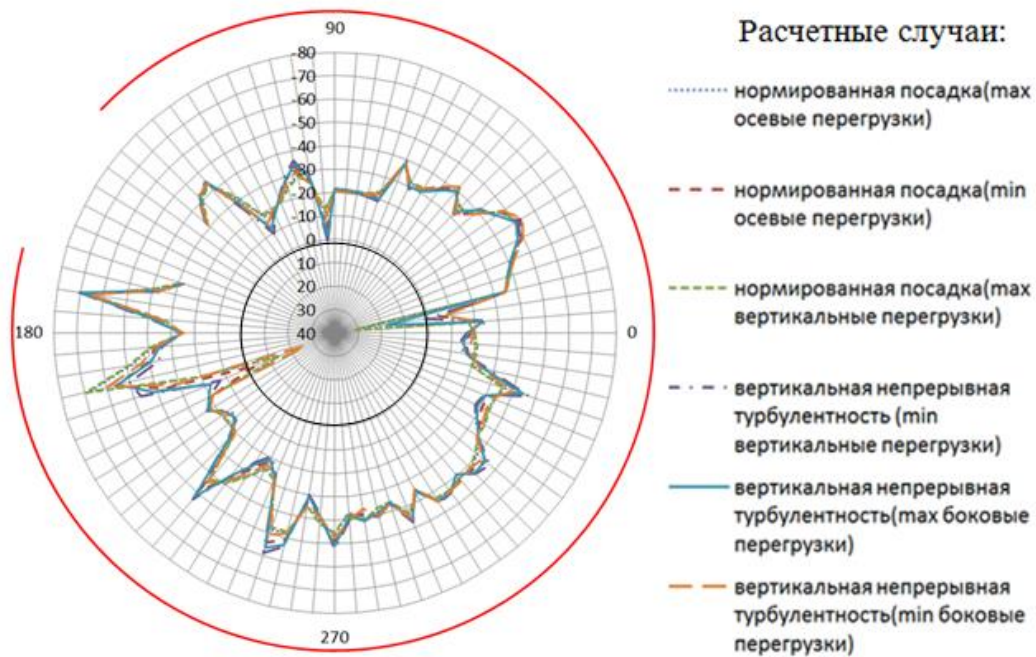
а)



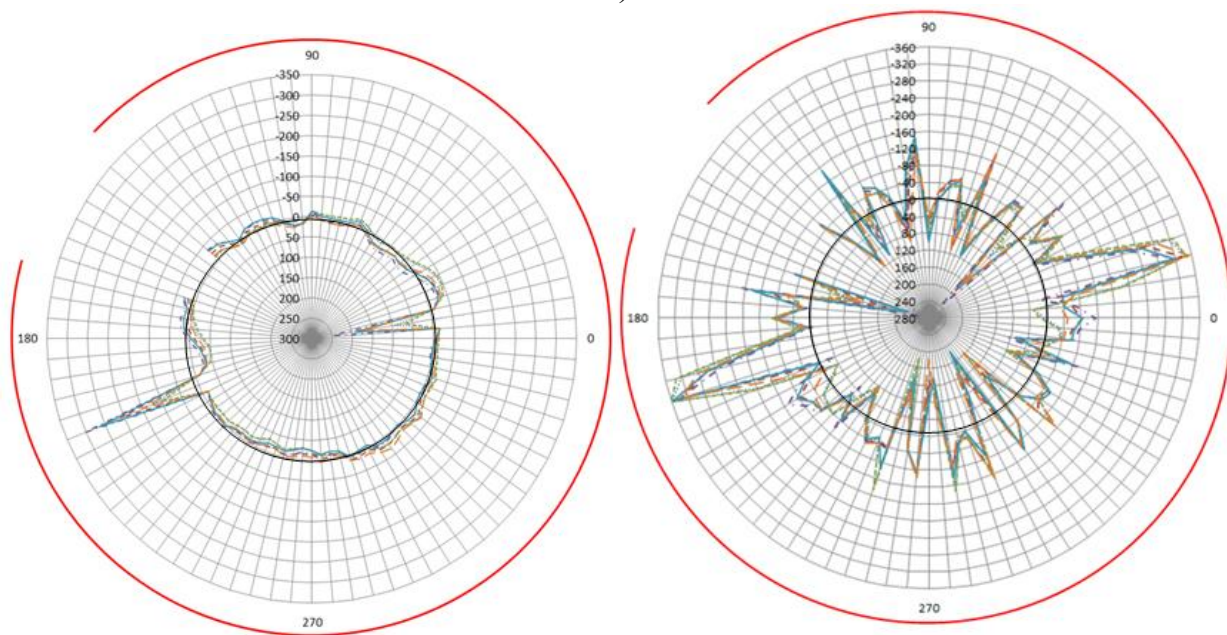
б)

в)

Рисунок 2.4 – Радиальные (f_x , Н) (а), окружные (f_y , Н) (б) и осевые (f_z , Н) (в) усилия, по окружности шпангоута в режиме «обратная тяга»



а)



б)

в)

Рисунок 2.5 – Радиальные (f_x , Н) (а), окружные (f_y , Н) (б) и осевые (f_z , Н) усилия (в) по окружности шпангоута в режиме «нагружение решетки РУ»

Анализируя рисунки 2.3 – 2.5, можно сделать вывод, что при всех режимах работы двигателя нагрузка по окружности шпангоута распределена неравномерно. Это наиболее явно выражено на рисунках 2.3,в, 2.4,б, 2.5,б и 2.5,в, на которых из всего спектра нагрузок выделяются несколько существенных скачков. Харак-

тер распределения усилий для каждого направления во всех расчетных случаях в рамках одного режима работы двигателя одинаков. Можно отметить, что для всех режимов работы двигателя, вне зависимости от расчетного случая, минимальная нагрузка действует в радиальном направлении, а максимальная - в осевом.

Анализ всех вариантов нагружения проводился путем сравнения максимальных абсолютных значений из всех комбинаций, действующих на шпангоут нагрузок, как по отдельным компонентам в каждом из направлений, так и по абсолютным значениям суммы компонент в одной точке. В таблице 2.1 приведены максимальные абсолютные значения действующих на шпангоут нагрузок для всех режимов работы двигателя как для отдельных компонент (f_x , f_y , f_z), так и суммы компонент в одной точке (Max. Sum.).

Таблица 2.1 – Максимальные абсолютные значения нагрузок, действующих на шпангоут при различных режимах работы двигателя.

Расчетные случаи	Режим работы двигательной установки			
	Направление действия силы	№1	№2	№3
		Прямая тяга	Обратная тяга	Нагружение решетки РУ
		Макс. по модулю	Макс. по модулю	Макс. по модулю
№1 Нормированная посадка (макс. осевые перегрузки)	f_x, H	5,47	30,29	67,76
	f_y, H	12,75	183,58	122,86
	f_z, H	222,43	224,82	358,19
	Max. Sum. $ (f_x+f_y+f_z) , H$	227,89	274,07	432,04
№2 Нормированная посадка (мин. осевые перегрузки)	f_x, H	2,33	19,02	66,84
	f_y, H	7,14	126,32	208,11
	f_z, H	196,53	178,95	338,25
	Max. Sum. $ (f_x+f_y+f_z) , H$	198,82	191,60	384,82
№3 Нормированная посадка (макс. вертикальные перегрузки)	f_x, H	6,09	32,16	69,62
	f_y, H	12,99	197,60	99,43
	f_z, H	230,13	235,24	359,98
	Max. Sum. $ (f_x+f_y+f_z) , H$	236,68	287,77	445,74
№4 Вертикальная непрерывная турбулентность (мин. вертикальные перегрузки)	f_x, H	4,29	29,93	70,34
	f_y, H	9,32	222,37	304,19
	f_z, H	201,16	209,64	342,78
	Max. Sum. $ (f_x+f_y+f_z) , H$	209,43	318,99	401,99

Расчетные случаи	Режим работы двигательной установки			
	Направление действия силы	№1 Прямая тяга	№2 Обратная тяга	№3 Нагрузка решетки РУ
		Макс. по модулю	Макс. по модулю	Макс. по модулю
№5 Вертикальная непрерывная турбулентность (макс. боковые перегрузки)	$f_x, Н$	3,72	29,20	69,62
	$f_y, Н$	8,78	183,83	265,63
	$f_z, Н$	189,67	227,86	354,52
	Max. Sum. $ (f_x+f_y+f_z) , Н$	192,63	250,19	407,75
№6 Вертикальная непрерывная турбулентность (мин. боковые перегрузки)	$f_x, Н$	3,82	25,69	66,10
	$f_y, Н$	12,02	104,69	184,59
	$f_z, Н$	211,18	227,81	352,51
	Max. Sum. $ (f_x+f_y+f_z) , Н$	212,75	262,48	396,02

Анализируя таблицу 2.1 можно сделать вывод, что в рамках одного режима работы двигателя максимальные значения усилия по каждой из соответствующих компонент для всех расчетных случаев примерно равны. Максимальные усилия возникают в осевом направлении (f_z) при режиме работы двигателя №3 «Нагрузка решетки РУ». Эти усилия изменяются в зависимости от расчетного случая в диапазоне от 338,25 Н до 359,98 Н. Максимальные суммарные усилия в режиме №3 «Нагрузка решетки РУ» изменяются в зависимости от расчетного случая в диапазоне от 384,82Н до 445,75 Н, что значительно превышает аналогичные значения усилий на режимах «Прямая тяга» и «Обратная тяга», которые изменяются в диапазоне от 192,63 Н до 236,68 Н и от 191,6 Н до 318,99 Н соответственно.

Таким образом, исходя из проведенного анализа вариантов нагружения, для дальнейшего рассмотрения в диссертационном исследовании выбран режим работы двигателя №3 «Нагрузка решетки РУ» (рисунок 2.5) как наиболее опасный.

2.2 Анализ напряженно-деформированного состояния титанового шпангоута авиационного двигателя – прототипа шпангоута из композиционных материалов

Расчет и анализ НДС шпангоута авиационного двигателя из титанового сплава - прототипа композитного шпангоута проводится для различных вариантов нагружения при выбранном режиме работы двигателя №3 «Нагрузка решетки

РУ». При этом определялся наиболее опасный вариант эксплуатационного нагружения, для которого оценивался общий характер деформирования, прочность и жесткость и шпангоута. Полученные данные использовались далее при выборе материалов и схемы армирования шпангоута из композиционных материалов.

Сформулированная в первом разделе второй главы задача расчета НДС титанового шпангоута решается методом конечных элементов в программно-аппаратном комплексе Ansys Workbench. Для создания конечно-элементной модели шпангоута использовалась оболочечная модель (рисунок 2, в), полученная из исходной трехмерной твердотельной CAD-модели (рисунок 2.6, а, б), с помощью конечного элемента Shell 181.

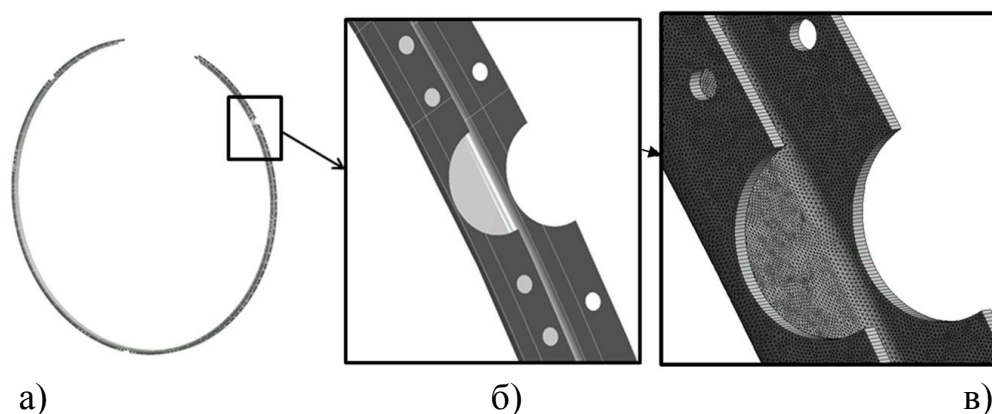


Рисунок 2.6 – CAD и МКЭ модель шпангоута

Shell 181 – это 4-х узловой элемент, предназначенный для моделирования как простых, так и многослойных оболочек, можно использовать для моделирования композитных оболочек или сэндвич-конструкции. Элемент имеет шесть степеней свободы в каждом узле: перемещения в направлении осей X, Y и Z системы координат узла и повороты вокруг этих осей. Укладка слоев, толщина слоев и свойства материала в каждом слое определяются ориентацией системы координат элемента и задаваемыми атрибутами (Sections). С помощью функции Sections можно задать необходимую ориентацию волокна относительно системы координат элемента (рисунок 2.7,а) [113-114].

При создании КЭ модели на базе элементов Shell 181 была исследована зависимость решения от плотности сетки. Считалось, что выбор оптимального размера КЭ завершен, если при переходе к более плотной сетке результаты численного

расчета количественно и качественно изменяются несущественно (для инженерных расчетов порядка 5%). На рисунке 2.7,б показана зависимость напряжений по Мизесу от размера конечного элемента в шпангоуте из титанового сплава.

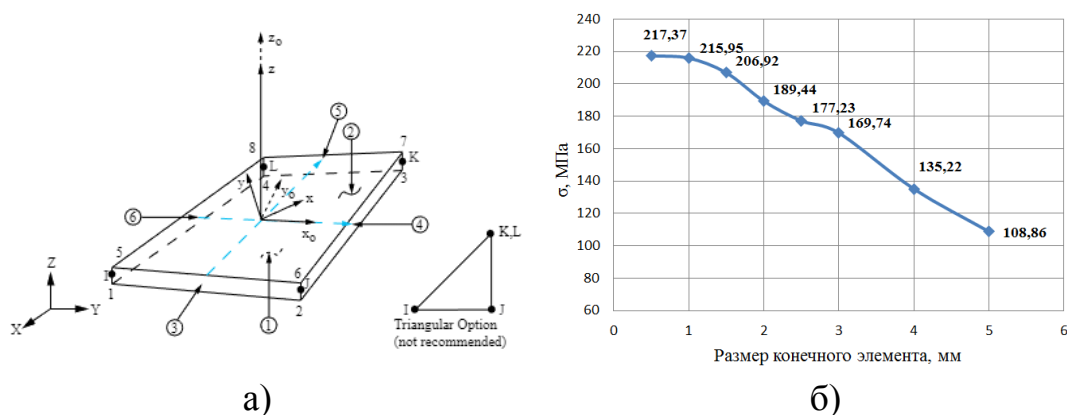


Рисунок 2.7 – Конечный элемент Shell 181 (а) и график зависимости напряжений по Мизесу от размера конечного элемента (б)

По результатам анализа сходимости, для последующих исследований был выбран размер элемента, равный 1 мм, что соответствует примерно 5 слоям материала или 0,2 от толщины стенки шпангоута. В среднем, количество конечных элементов в модели шпангоута составило 1,3 млн., узлов – 690 тыс. На рисунке 2.8 представлен общий вид конечно-элементной модели шпангоута.

Расчет НДС шпангоута из титанового сплава проводился для шести вариантах эксплуатационного нагружения, представленных в таблице 2.1, соответствующих режиму работы двигателя «нагружение решетки РУ». По результатам сравнительного анализа полученных результатов сделан вывод о наиболее опасном варианте нагружения, который использовался в диссертационном исследовании для выбора материалов и рациональной схемы армирования шпангоута, изготавливаемого из композиционных материалов.

Физико-механические характеристики титанового сплава - модуль упругости при растяжении (E), коэффициент Пуассона (ν), предел текучести при растяжении (σ_t), предел прочности при растяжении (σ_B) и плотность (ρ), использованные в расчетах, приведены в таблице 2.2 [86-87].

Таблица 2.2 – Физико-механические характеристики титанового сплава ОТ-4

Материал	E, ГПа	ν	σ_t , МПа	σ_s , МПа	ρ , кг/м ³
Титановый сплав	115,0	0,3	550,0-660,0	685,0-885,0	4550,0

По результатам расчета НДС шпангоута из титанового сплава был проведен анализ полученных для шести расчетных случаев (таблица 2.1) полей суммарных перемещений в глобальной системе координат. В качестве примера на рисунках 2,9 и 2.10 приведены поля суммарных перемещений для расчетного случая №3 и №4.

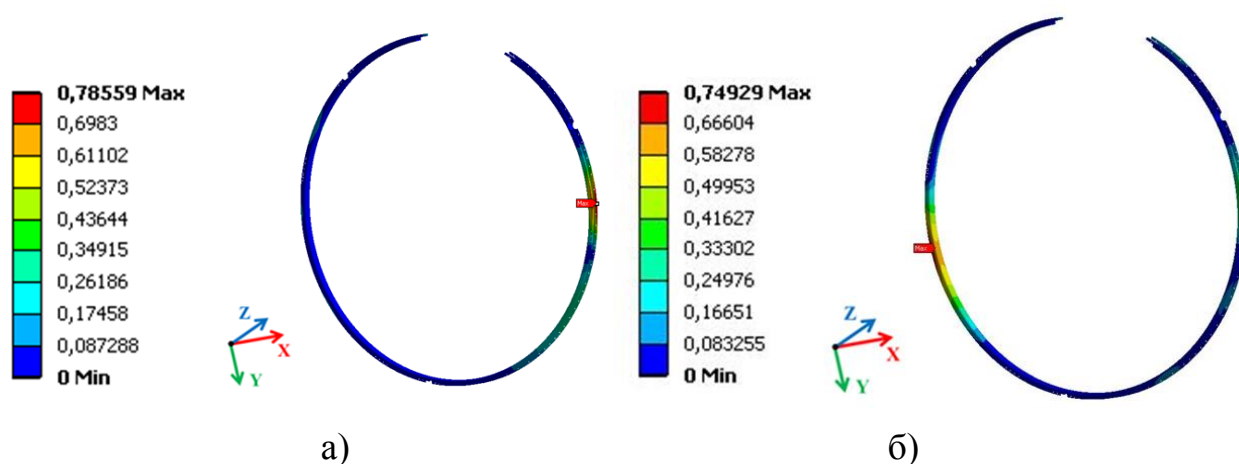


Рисунок 2.8 – Поля суммарных перемещений (мм) в шпангоуте из титанового сплава; расчетный случай №3 (а) и №4 (б), режим работы двигателя №3

Анализируя полученные поля суммарных перемещений, можно сделать вывод, что деформирование шпангоута по окружности неоднородное, характер его несколько различается в разных расчетных случаях. В шпангоуте при расчетных случаях №2, №4, №5 и №6 (рисунок 2.8,б) можно выделить две зоны значительных деформаций, которые соответствуют его сегментам №3 и №7 (рисунок 1.17). В этих сегментах наблюдаются суммарные перемещения в диапазоне от 0,4 мм до 0,75 мм, в остальных сегментах суммарные перемещения не превышают 0,2 мм. В расчетных случаях №1 и №3 (рисунок 2.8а) в шпангоуте можно выделить одну зону значительных деформаций, которая соответствует сегменту №7. В этом сегменте наблюдаются суммарные перемещения в диапазоне от 0,5 мм до 0,78 мм, в

остальных сегментах суммарные перемещения не превышают 0,3 мм. Следует отметить, что в сегментах с наибольшими значениями деформаций возникает изгибно-крутильный характер деформирования, в остальных сегментах происходит отгиб переднего фланца (рисунок 2.9). В таблице 2.3 приведены максимальные значения суммарных перемещений и напряжений по Мизесу в титановом шпангоуте для шести рассмотренных расчетных случаев (режим работы двигателя №3).

Таблица 2.3 Максимальные суммарные перемещения, напряжения по Мизесу и коэффициенты запаса прочности (формула 2.10) в титановом шпангоуте

Расчетные случаи	Максимальные суммарные перемещения, мм	Максимальные напряжения по Мизесу, МПа	Коэффициент запаса прочности
№1 Нормированная посадка (макс. осевые перегрузки)	0,75	207,18	2,65
№2 Нормированная посадка (мин. осевые перегрузки)	0,57	187,35	2,94
№3 Нормированная посадка (макс. вертикальные перегрузки)	0,78	218,85	2,51
№4 Вертикальная непрерывная турбулентность (мин. вертикальные перегрузки)	0,75	214,73	2,56
№5 Вертикальная непрерывная турбулентность (макс. боковые перегрузки)	0,59	190,66	2,88
№6 Вертикальная непрерывная турбулентность (мин. боковые перегрузки)	0,64	182,83	3,00

Анализируя таблицу 2.3, можно сделать вывод, что максимальные суммарные перемещения в титановом шпангоуте возникают при расчетном случае №3 нормированная посадка (максимальные вертикальные перегрузки) и равняются 0,78 мм. В основном, это перемещения в осевом направлении - 0,72 мм, в радиальном и кольцевом направлениях перемещения на порядок меньше и составляют 0,07 мм и 0,08 мм соответственно. При этом отгиба переднего фланца практически не происходит, максимальное его значение не превышает 0,07 мм (рисунок 2.9).

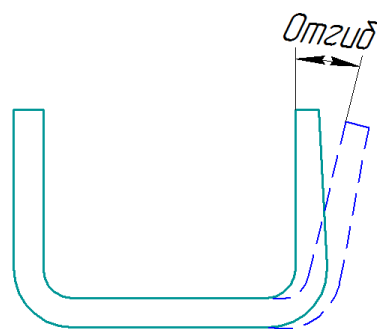


Рисунок 2.9 – Отгиб переднего фланца шпангоута под воздействием эксплуатационной нагрузки

Максимальные напряжения по Мизесу для всех расчетных случаев возникают в области болтового крепления заднего фланца шпангоута и имеют небольшой разброс, примерно 15%. Наибольшие напряжения $\approx 218,85$ МПа наблюдаются в расчетном случае №3, коэффициент запаса прочности (2.10) при этом равен 2.51 (рисунок 2.10).

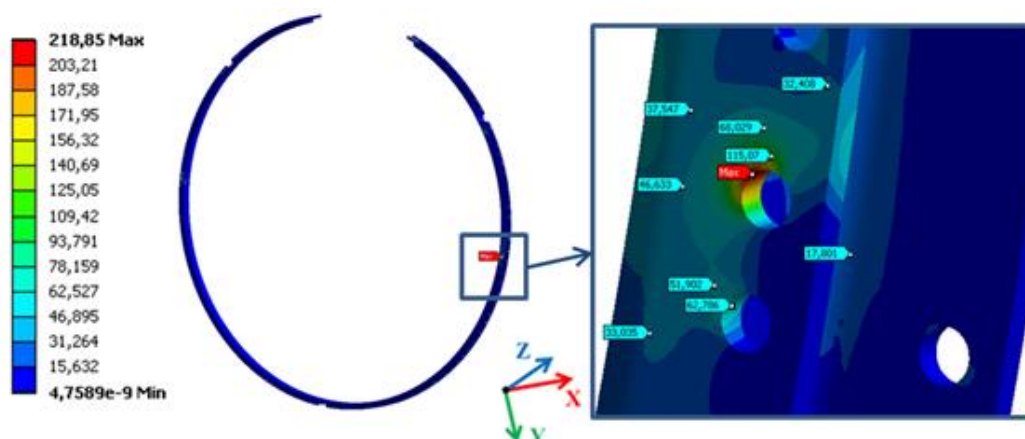


Рисунок 2.10 – Поля напряжений по Мизесу (МПа) в шпангоуте из титанового сплава для режима работы двигателя №3 расчетного случая №3

Анализ результатов расчетов титанового шпангоута показал, что для рассматриваемого шпангоута наиболее опасная комбинация нагрузок соответствует расчетному случаю - «нормированная посадка (максимальные вертикальные перегрузки)» для режима работы двигателя № 3- «нагружение решетки РУ». Деформирование шпангоута при этом происходит по типу изгиба из плоскости, имеющего локальный характер и сопровождающегося отгибом переднего фланца. Полученные результаты расчета НДС шпангоута из титанового сплава будут исполь-

зоваться в дальнейшем диссертационном исследовании при выборе материалов и рациональной схемы армирования шпангоута из композиционных материалов.

Выводы по главе

1. Сформулированы физическая и математическая постановки задачи расчета НДС и оценки прочности шпангоута авиационного двигателя из титанового сплава и слоистого композиционного материала. Разработана геометрическая и конечно-элементная модель шпангоута, на основе исследования сходимости решения выбраны параметры конечно-элементной сетки.

2. Проведен сравнительный анализ и выбор наиболее опасных вариантов нагрузок, действующих на шпангоут в процессе его эксплуатации. Выбор осуществлялся по результатам сравнения максимальных значений усилий в осевом направлении и максимальным суммарным нагрузкам в точке $(|(f_x+f_y+f_z)|)$ для всех заданных вариантов эксплуатационных нагрузок. Установлено, что осевые нагрузки, действующие на шпангоут, являются наиболее опасными и приводят к наибольшей компоненте абсолютных деформаций. По результатам сравнительного анализа для дальнейшего исследования и проведения расчетов шпангоута из композиционных материалов были выбраны шесть вариантов нагружения для режима работы двигателя №3 «нагружение решетки РУ».

3. С использованием разработанной модели шпангоута для выбранных вариантов нагружения рассчитаны поля напряжений, деформаций и перемещений в шпангоуте из титанового сплава. Анализ полученных полей позволили определить из шести рассмотренных один наиболее опасный вариант нагружения шпангоута - нормированная посадка (максимальные вертикальные перегрузки). Установлено, что наибольшая деформация шпангоута при выбранном варианте нагружения происходит в осевом направлении и равняется 0,78 мм, коэффициент запаса прочности при этом по критерию Мизеса составляет 2,5. Найденный вариант нагружения предложено использовать в дальнейшем диссертационном исследовании при выборе материалов и рациональной схемы армирования шпангоута из композиционных материалов.

3 АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ, ОЦЕНКА ЖЕСТКОСТИ И ПРОЧНОСТИ ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ НАГРУЗКАХ

В третьей главе диссертационного исследования проводится сравнительный анализ и выбор композиционных материалов для изготовления заднего шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя. Рассчитывается и анализируется НДС и статическая прочность шпангоута из композиционных материалов с различными схемами армирования при действии ранее выбранной в главе 2 эксплуатационной нагрузке.

Расчет и анализ НДС шпангоута предлагается проводить с использованием двух разработанных связанных моделей. Первая модель полноразмерного шпангоута, основанная на оболочечной постановке задачи МДТТ, позволяет получить поля напряжений и деформаций в слоях композитной конструкции и оценить общий характер её деформирования и прочность в плоскости армирующих слоев. Вторая модель, основанная на решении пространственной задачи МДТТ, позволяет исследовать межслоевые напряжения в наиболее нагруженном сегменте композитного шпангоута и оценить его прочность на расслоение. В связи с большими размерами шпангоута и вычислительными трудностями при решении пространственной задачи для такой конструкции вторую модель предлагается использовать для сегмента шпангоута, вырезанного из полноразмерной конструкции в её наиболее нагруженной части. В диссертации реализован стандартный алгоритм ANSYS, позволяющий выделить сегмент конструкции из оболочечной модели, с последующим построением для него трехмерной объемной модели неоднородной композитной конструкции и решением пространственной задачи анизотропной теории упругости. При этом для модели сегмента шпангоута перемещения на его границах (граничные условия) задаются из решения задачи для полноразмерного шпангоута с использованием первой модели. Решение задач МДТТ для разрабо-

танных моделей шпангоута осуществляется МКЭ с применением программно-аппаратного комплекса ANSYS Workbench.

По результатам расчетов и анализа НДС обосновывается рациональная схема армирования шпангоута из композиционных материалов. Разработанный двух-этапный подход для расчета НДС и оценки прочности композитного шпангоута предложено использовать в качестве методики расчета крупногабаритных деталей и узлов из композиционных материалов, используемых в конструкциях авиационной и ракетно-космической техники, типа «шпангоут», «лонжерон», «стрингер» и «нервюра».

3.1 Сравнительный анализ механических свойств и выбор композиционных материалов для изготовления шпангоута

В настоящее время для изготовления деталей и узлов летательных аппаратов применяется достаточно широкая номенклатура композиционных материалов, обладающих комплексом физико-механических характеристик, превышающих по своим удельным значениям большинство металлических сплавов. В связи с этим, в качестве научной гипотезы диссертационного исследования рассматривается возможность создания - выбора материалов слоев и схемы армирования, композитного шпангоута эквивалентного титановому прототипу по геометрическим размерам, прочности и жесткости при заданной системе эксплуатационных нагрузок. Дополнительными условиями являются технологичность и, по возможности, минимальная корректировка схем армирования, отработанных при изготовлении других композитных конструкций авиационного двигателя. В таблице 3.1 для сравнения приведены физико-механические характеристики композиционных материалов и металлических сплавов, применяемых при изготовлении деталей и узлов авиационного назначения [83,88-89].

Наиболее распространенными для производства конструкций авиационной техники являются углепластики, которые по сравнению с другими композиционными материалами обладают наиболее высокой удельной прочностью и жестко-

стью и низким коэффициентом термического расширения. В качестве основных недостатков углепластиков в аспекте применения для авиационных и ракетно-космических конструкций можно отнести сравнительно высокую стоимость и низкую сопротивляемость ударным нагрузкам.

Таблица 3.1 – Прочность и жесткость основных композиционных материалов и металлических сплавов авиационного назначения

Материал	Прочность на разрыв вдоль армирования, σ_B , МПа	Модуль упругости, E, ГПа	Плотность, ρ , кг/м ³	Удельная прочность σ_B/ρ	Удельная жесткость E/ ρ
УП равнопрочный	750	60	1600	47	37500
УП однонаправленный низко модульный	780	120	1550	50	77400
УП однонаправленный высоко модульный	1800	300	1610	111	186300
Стеклопластик	2100	70	2200	95	31800
Органопластик	2200	95	1400	157	67800
Боропластик	1200	250	2600	46	96153
Алюминиевые сплавы	400-600	72	2700	15-24	26500
Титановые сплавы	500-1300	120	4500	11-29	26600
Стали	800-2300	210	7800	10-30	27000

Особенностью стеклопластиков являются невысокие по сравнению с другими композиционными материалами удельные физико-механические характеристики, высокие диэлектрические свойства, сравнительно низкая теплопроводность, невысокая себестоимость. К недостаткам можно отнести относительно низкую жесткость и износостойкость.

Для органопластиков характерна низкая плотность, которая обеспечивает его наивысшую из всех композиционных материалов удельную прочность, высокая выносливость при динамических нагрузках, устойчивость к ударным нагрузкам и износу. К основным недостаткам органопластиков можно отнести относительно низкую жесткость, повышенное водопоглощение, плохую обрабатываемость, сравнительно высокую себестоимость.

Боропластики обладают высокой удельной жесткостью и температурной

стойкостью (в основном используются примерно при 180° C). Однако боропластики весьма дороги в производстве и обладают высокой плотностью, что делает их одними из самых тяжелых композиционных материалов.

Следует отметить общие особенности рассматриваемых слоистых композиционных материалов: анизотропия физико-механических свойств и низкая межслоевая прочность. Эти особенности связаны со структурой материала, в которой наполнитель может воспринимать нагрузку только в направлении ориентации волокон основы. В плоскости перпендикулярной наполнителю, основную нагрузку воспринимает связующее, прочность которого в десятки раз меньше прочности наполнителя.

Рассмотренные выше особенности композиционных материалов следует учитывать и при проектировании конструкции шпангоута. По возможности основу армирующих слоев необходимо располагать в направлении действия максимальных усилий.

В таблице 3.1 в основном приведены свойства однонаправленных композиционных материалов за исключением равнопрочного углепластика, с текстильным армированием [83]. Применяя различные схемы армирования многослойной конструкции, можно получать различные анизотропные механические характеристики слоистого композиционного материала (пакета слоев), управляя тем самым жесткостью конструкции по различным направлениям. Следует отметить, что увеличение жесткости (модуля Юнга) в каком-либо направлении будет сопровождаться снижением в другом направлении. Общее повышение жесткости возможно за счет применения материалов с более высоким модулем Юнга, например высокомодульных углепластиков. При этом возможно создание комбинированных схем армирования композиционных материалов, включающих различным образом ориентированные слои материалов различного типа: равнопрочных с текстильным армированием на основе среднемодульных волокон и однонаправленных на основе среднемодульных и высокомодульных волокон.

Исходя из того, что одним из основных требований, предъявляемых к конструкции композитного шпангоута, является жесткость, которая не должна усту-

пать жесткости прототипа шпангоута из титанового сплава, для его изготовления необходимо использовать материалы, которые обладают высокими упругими характеристиками (модулем Юнга). Анализ механических характеристик композиционных материалов авиационного назначения (таблица 3.1) показал, что наиболее перспективными для создания шпангоута являются угле- и боропластики, обладающие наиболее высоким удельным модулем Юнга. Однако удельная жесткость боропластиков несколько ниже по сравнению с углепластиковыми, а себестоимость его значительно выше. Поэтому для создания шпангоута из композиционных материалов в настоящей диссертационной работе были выбраны углепластики.

В рамках диссертационного исследования рассмотрена возможность применения нескольких типов углепластиков: первый - равнопрочный среднемодульный с текстильным армированием, второй и третий - однонаправленные, армированный ровингом из среднемодульных и высокомодульных углеродных волокон. Равнопрочный углепластик с текстильным армированием и среднемодульными волокнами [84,90] был выбран вследствие его доступности и меньшей по сравнению с другими углепластиковыми стоимостью. Дополнительными преимуществами выбранного углепластика являются наличие сертификата на разрешение использования в конструкциях авиационной техники и опыт его использования в технологических процессах изготовления деталей и узлов в отечественном авиастроении. К тому же равнопрочный углепластик обладает существенно большей технологичностью, чем однонаправленные углепластики. Например, слой равнопрочного углепластика лучше держит форму в процессе формования детали, вследствие чего отклонения от необходимой схемы армирования при ручной выкладке будут минимальными, тем самым обеспечивается стабильность свойств изготавливаемой детали.

Однонаправленный среднемодульный углепластик [91] был выбран также из-за его доступности, широкого использования и наличия сертификации для изготовления деталей и узлов в отечественном авиастроении. При этом однонаправленный углепластик обладает существенно большей прочностью и жесткостью в

направлении основы, чем равнопрочный углепластик. Данная особенность позволяет использовать однонаправленные углепластики для увеличения прочности и жесткости конструкции в необходимом направлении. Однако из-за небольшого количества технологических волокон в направлении перпендикулярном основе, высока вероятность расщепления слоя на отдельные волокна при незначительной поперечной нагрузке, что снижает его технологичность и затрудняет использование для изготовления конструкций сложной формы.

Однонаправленный высококомодульный углепластик [92-93] был выбран из-за экстремально высоких упругих характеристик в направлении основы - жесткость выше приблизительно на 330%, а прочность на 11%, чем у однонаправленного среднекомодульного углепластика. Такое различие характеристик позволяет существенным образом повышать жесткость проектируемого шпангоута. Высокомодульные углепластики целесообразно использовать только для дополнительного увеличения прочности и жесткости конструкции в наиболее опасном направлении либо для создания уникальных конструкций ракетно-космической техники. Это обусловлено дороговизной материала, которая приводит к существенному повышению себестоимости детали. Следует отметить, что в рассматриваемых углепластиках используется эпоксидное связующее, его конкретная марка, за редким исключением, не оказывает существенного влияния на основные физико-механические характеристики конструкции.

Механические характеристики выбранных углепластиков принимались по паспортным и литературным данным и частично в рамках диссертационного исследования подтверждались экспериментально. Образцы углепластика изготавливались в научно-образовательном центре авиационных композитных технологий ПНИПУ, а механические испытания проводились в исследовательской лаборатории длительной прочности авиационных материалов (ИЛДПАМ) ПНИПУ. Испытания на растяжение и сжатие проводились в соответствии со стандартами ASTM [94-95], в результате испытаний определялись модули упругости и пределы прочности углепластиков в направлении армирования.

На рисунках 3.1-3.4 представлены полученные в результате испытаний диа-

граммы деформирования образцов однонаправленного и равнопрочного средне-модульного углепластика в направлении армирования при растяжении и сжатии.

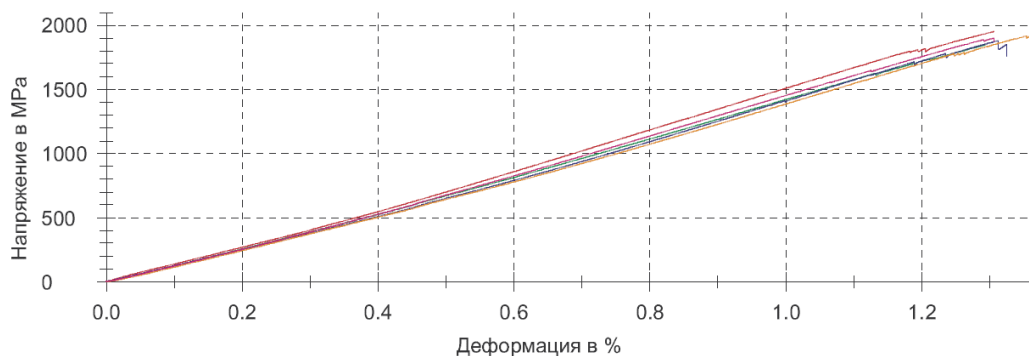


Рисунок 3.1 – Диаграмма деформирования однонаправленного углепластика при растяжении в направлении армирования

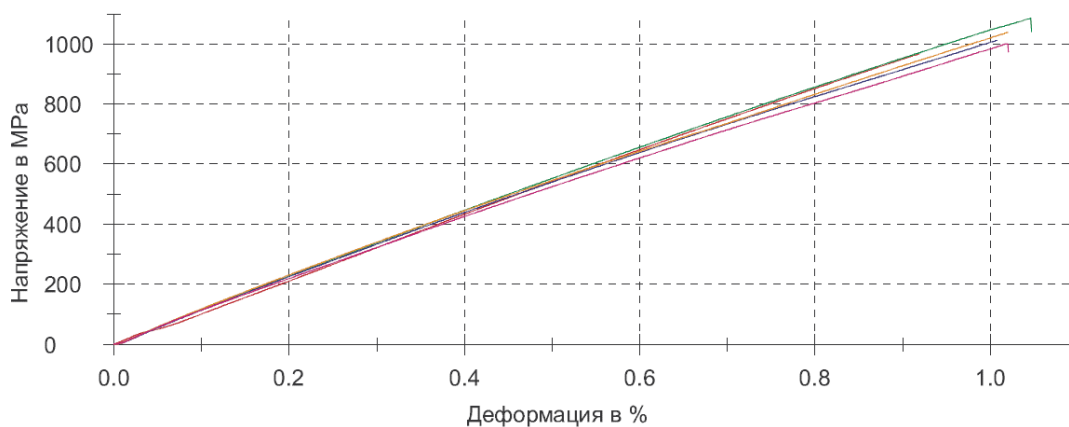


Рисунок 3.2 – Диаграмма деформирования однонаправленного углепластика при сжатии в направлении армирования

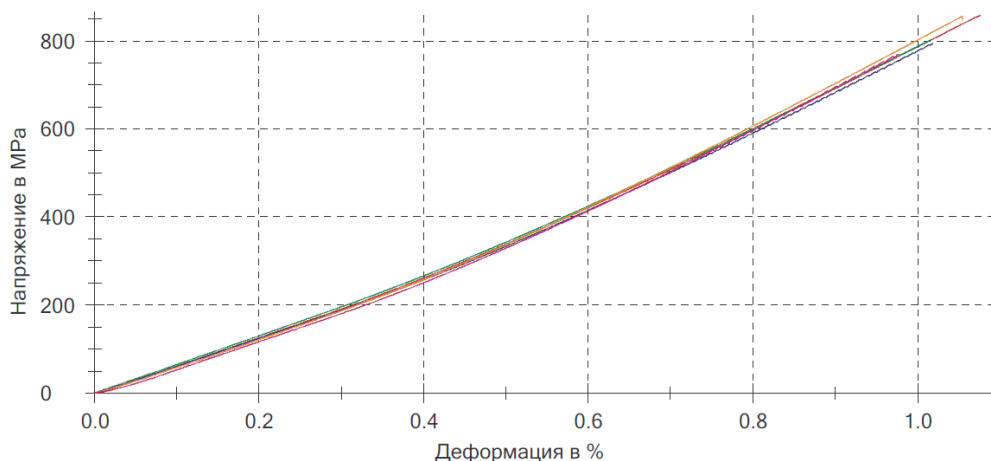


Рисунок 3.3 – Диаграмма деформирования равнопрочного углепластика при растяжении в направлении армирования (по основе)

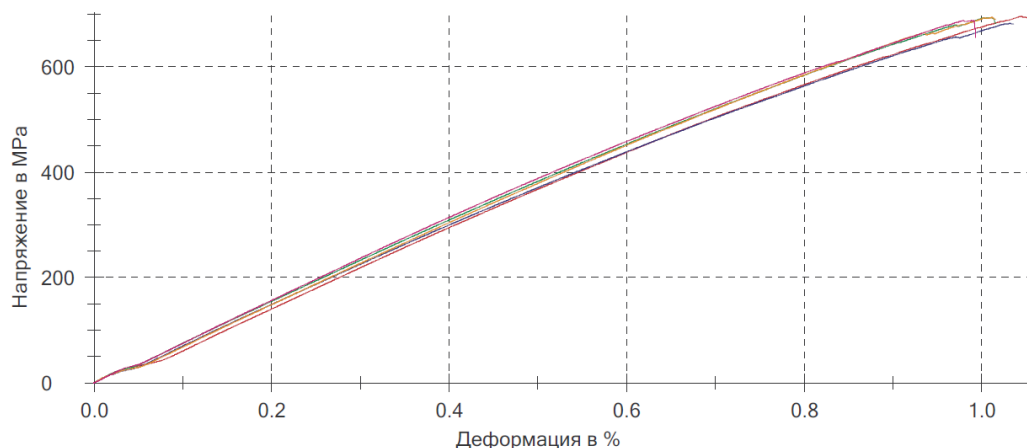


Рисунок 3.4 – Диаграмма деформирования равнопрочного углепластика при сжатии в направлении армирования (по основе)

Анализ диаграмм деформирования показал, что при растяжении и сжатии образцов из однонаправленного и равнопрочного углепластиков значения модулей упругости и пределов прочности имеют минимальный разброс. Коэффициент вариации экспериментальных значений не превышает 10%. Средние значения модулей упругости, полученные при обработке диаграмм, при растяжении и сжатии однонаправленного углепластика составили 134 ГПа и 110 ГПа, а равнопрочного углепластика – 63,9 ГПа и 78,1 ГПа соответственно. Пределы прочности при растяжении и сжатии однонаправленного углепластика составили 1980 МПа и 1000 МПа, а равнопрочного углепластика – 809 МПа и 760 МПа соответственно.

Полученные экспериментальные значения модулей упругости и пределов прочности углепластиков соответствуют значениям, указанным в паспортах на материалы. Это позволяет в дальнейшем использовать полученные экспериментальные значения и паспортные данные. Кроме того в расчетах шпангоута с различными схемами армирования используются и данные, приведенные в работах [90-91], для получения полного комплекса требуемых в расчетах физико-механических характеристик углепластиков. Свойства для высокомодульного однонаправленного углепластика были взяты из литературных источников [92-93].

В таблицах 3.2-3.3 приведен полный комплекс, используемых в расчетах, упругих и прочностных свойств рассматриваемых углепластиков (монослоев), характеристики приведены в системе координат слоя материала.

Таблица 3.2 – Упругие свойства углепластиков

Материал	E_{xx} , ГПа	E_{yy} , ГПа	E_{zz} , ГПа	G_{xy} , ГПа	G_{xz} , ГПа	G_{yz} , ГПа	ν_{xy}	ν_{xz}	ν_{yz}
Равнопрочный	63,9	63,9	10,0	19,5	2,7	2,7	0,04	0,3	0,3
Однонаправленный	134,0	8,6	8,6	4,7	3,0	3,0	0,31	0,2	0,31
Однонаправленный высокомодульный	560	6	6	4,7	3,0	3,0	0,31	0,2	0,31

Примечания: E_{xx} - модуль упругости при растяжении по основе; E_{yy} - модуль упругости при растяжении по утку; E_{zz} - модуль упругости при растяжении перпендикулярно плоскости слоя; G - модуль сдвига; ν - коэффициент Пуассона;

Таблица 3.3 – Прочностные свойства углепластиков

Материал	S_{xx}^+ , МПа	S_{xx}^- , МПа	S_{yy}^+ , МПа	S_{yy}^- , МПа	S_{zz}^+ , МПа	S_{zz}^- , МПа	S_{xy} , МПа	S_{xz} , МПа	S_{yz} , МПа
Равнопрочный	809	760	809	760	47	128	150	77	77
Однонаправленный	1980	1000	50	180	30	-	-	-	-
Однонаправленный высокомодульный	2200	380	50	120	30	-	-	-	-

Примечания:

S_{ii}^+ , S_{ii}^- , S_{ij} – пределы статической прочности материала на растяжение, сжатие и сдвиг соответственно в локальной системе координат слоя.

3.2 Выбор и обоснование рациональных схем армирования для использования в конструкции шпангоута из композиционных материалов

В литературе существует ряд рекомендаций по выбору схемы армирования силовых конструкций из композиционных материалов [96-103]. При проектировании труб, валов и баллонов давления, полученных методом намотки одной или нескольких семейств линий, схема армирования определяется по найденным погонным усилиям в оболочке, обусловленных внешними нагрузками, исходя из условий равной прочности оболочки по всем направлениям [96-97]. При проектировании рефлекторов спутниковых антенн из композиционных материалов применяют метод оптимизации, в результате которого определяется ширина отбортовки и угол ее раскрытия [98-100]. При проектировании рефлекторов космических телескопов схему армирования выбирают в результате решения параметрической задачи, в которой в зависимости от угла армирования проводится оценка упругих характеристик углепластиков и их коэффициента термического расширения. [101-

102]. В справочнике Handbook of Composites [103] для проектирования большинства конструкций авиационного назначения рекомендуется использовать квазиизотропные схемы армирования. В работах А. А. Смердова [104-105] развивается подход оптимального выбора схемы армирования по результатам решения трехмерной задачи оптимизации.

В диссертационной работе проводится сравнение нескольких квазиизотропных схем армирования шпангоута и комбинированных схем, обеспечивающих технологичность изготовления конструкции методом ручной выкладки. Выбор схемы армирования осуществляется по результатам сравнения эффективных упругих свойств слоистого композиционного материала с соответствующей схемой армирования с упругими свойствами титанового сплава. При формировании схем армирования обращается внимание на обеспечение повышенной жесткости конструкции шпангоута в направлении наибольших деформаций, определенных в результате исследования НДС прототипа шпангоута в главе 2.

Одним из широко распространенных вариантов армирования, рекомендованных для проектирования авиационных конструкций [103], являются квазиизотропные схемы армирования, при которых слои укладываются в последовательности 0, 90, 45 либо 0, 60, 120. Такие схемы обеспечивают получение одинакового модуля Юнга слоистого композиционного материала по всем направлениям в плоскости укладки слоев (трансверсальную изотропию), что делает процесс проектирования и расчета композитной конструкции подобным проектированию из металлических сплавов. При использовании в качестве монослоев среднемодульного углепластика с текстильным или однонаправленным армированием, эффективные упругие свойства такого слоистого композиционного материала близки к характеристикам алюминиевых сплавов, поэтому такой материал в англоязычной литературе получил название «black aluminum» [106].

Поскольку при использовании квазиизотропных схем армирования слоистый углепластик на основе среднемодульных волокон обладает эффективными модулями Юнга в плоскости укладки слоев меньше, чем у титанового сплава, углепластиковый шпангоут с такой схемой армирования будет обладать примерно

вдвое меньшей жесткостью и вдвое большими перемещениями по сравнению с титановым аналогом. Однако следует отметить, что при одинаковой толщине конструкции удельная жесткость углепластика в направлении основы будет выше удельной жесткости титанового сплава (таблица 3.1). Это дает возможность увеличить жесткость конструкции за счет увеличения её толщины при сохранении незначительного выигрыша по массе. Приблизительные оценки показывают, что при увеличении толщины в два раза можно получить жесткость углепластиковой конструкции равной титановой, при этом её масса примерно на 30% меньше.

Разумеется, выбор квазиизотропной схемы армирования в большинстве случаев нельзя считать оптимальным, хотя она предполагает возможность проектирования конструкции аналогично металлическому прототипу - по сути, копирование конструкции с изменением её толщины в случае необходимости. Представляет интерес исследование возможности повышения жесткости конструкции, подверженной заданной нагрузке, за счет варьирования схемы укладки слоев при неизменной толщине конструкции.

Сформулируем в качестве задачи диссертационного исследования поиск схемы армирования углепластикового шпангоута заданной толщины, при выполнении технологических ограничений и рекомендаций, обеспечивающей возможность получения максимальных абсолютных деформаций конструкции на уровне титанового прототипа. Выбор схем армирования будем проводить на основе анализа напряженно-деформированного состояния титанового шпангоута при эксплуатационной нагрузке (см. раздел 2.3), располагая армирующие элементы слоев композиционного материала по направлениям главных деформаций (напряжений). При этом рассматривается возможность повышения жесткости в выбранных направлениях за счет использования слоев углепластика на основе однонаправленного ровинга, а также за счет использования углепластика с высокомодульными волокнами (таблица 3.2). Толщина углепластикового шпангоута принимается равной толщине титанового прототипа, что накладывает ограничение на число армирующих слоев, толщина которых может быть различной для различных типов углепластиков.

Упругие характеристики монослоев углепластиков, используемых для составления схемы армирования шпангоута, приведены в таблице 3.2. В диссертации исследовались схемы армирования только с симметричной укладкой слоев, для предотвращения перекрестного влияния мембранных и изгибающих усилий на соответствующие деформации слоистого композиционного материала.

При выборе направлений армирования учитывались технологические ограничения и рекомендации, обеспечивающие возможность ручного формования шпангоута в технологическом процессе его серийного изготовления (см. раздел 1.3). Следует учесть, что шпангоут изготавливается с использованием большого набора выкроек слоев. В технологическом процессе предпочтительно использовать выкройки слоев, покрывающие все участки шпангоута, то есть переходящие с основания на фланцы шпангоута.

Усиление окружного направления шпангоута целесообразно выполнять с помощью слоев однонаправленного ровинга. При этом вследствие высокой жесткости волокон невозможно выполнить укладку слоев, как однонаправленных, так и текстильных по окружности, армирование рекомендуется выполнять с минимальным искривлением волокон в плоскости. Технологические исследования в НОЦ АКТ ПНИПУ показали, что при выкладке слоев в процессе формования шпангоута, возможно, получить отклонение направления волокон от касательной на угол не более 5° . Это достигается за счет использования прямоугольных выкроек размером 300×150 мм вне зависимости от схемы армирования.

Оценка прочности шпангоута с исследуемыми схемами армирования проводилась после сравнительной оценки жесткости. Это объясняется тем, что по опыту проектирования композитных конструкций [2,4, 6] установлено, что прочность в плоскости укладки слоев, как правило, выше прочности металлических аналогов. К тому же приближенные оценки прочности композиционных материалов, приведенные в таблице 3.1, подтверждают, что прочность композитов выше, чем у алюминиевых сплавов и соответствует прочности титановых сплавов.

Отдельной проблемой является оценка межслоевой прочности и опасности расслоения конструкции из композиционных материалов. Межслоевая прочность

на сдвиг или нормальный отрыв у современных слоистых ПКМ находится на уровне 70 – 90 МПа [107-108], что значительно уступает прочности металлических сплавов. Для оценки прочности на межслоевой отрыв или сдвиг композитной конструкции шпангоута необходимо определение межслоевых отрывных и сдвиговых напряжений в результате решения задачи МДТТ в пространственной или осесимметричной постановке. Такая задача требует больших вычислительных ресурсов и времени для анализа искомым полей напряжений и деформаций по сравнению с решением задачи с использованием «оболочечной» модели. Поэтому в настоящей диссертационной работе для сравнительной оценки жесткости, абсолютных деформаций и прочности шпангоута с различными схемами армирования в плоскости укладки слоев используется «оболочечная» модель, а для оценки межслоевой прочности – полное решение пространственной задачи теории упругости для неоднородной, анизотропной конструкции. Исследованию межслоевой прочности посвящен раздел 3.4 диссертационной работы.

Проведенный анализ напряженно-деформированного состояния титанового прототипа шпангоута (см. раздел 2.2) показал, что наибольшие деформации являются следствием его изгиба из плоскости, при этом основную нагрузку воспринимает основание шпангоута (рисунок 3.5). Таким образом, для обеспечения деформаций композитного шпангоута на уровне титанового прототипа необходимо повысить изгибную жесткость его основания на сопротивление изгибающему моменту M_z . Кроме того, исследования в работах [109-115] показали, что для композитных фланцев наиболее нагруженным местом является зона перехода слоев с цилиндрической на отгибную часть. В связи с изменением направления волокон армирующих слоев в этой зоне нагрузка будет ориентирована частично в поперечном направлении относительно плоскости пакета армирующих слоев. Жесткость и прочность пакета слоев в этом направлении сравнительно невелика, кроме того, высокие межслоевые напряжения могут привести к возникновению локальных зон расслоений в этой области. Поэтому для композитных конструкций, содержащих отгибные фланцы, необходимо обеспечивать повышение жесткости на отгиб фланца и сопротивление изгибающему моменту M_R .

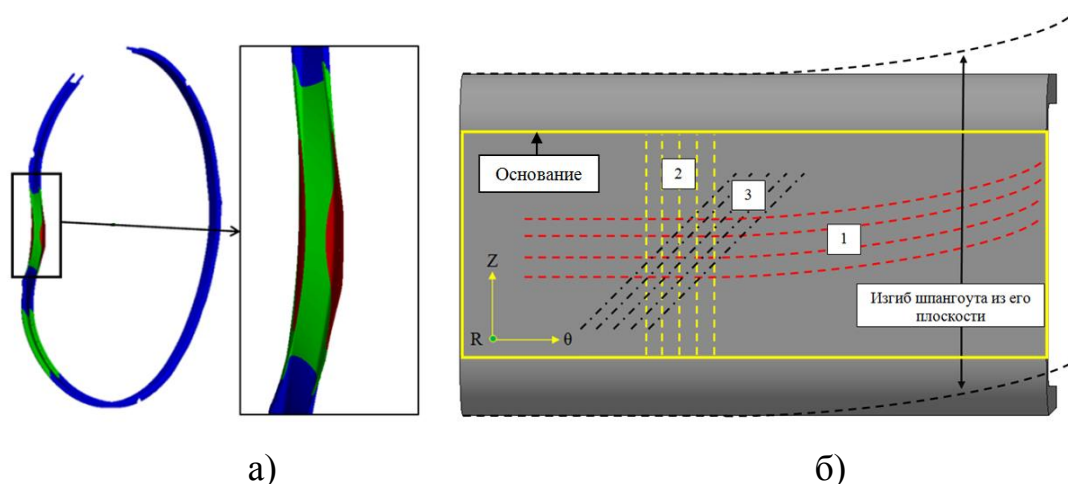


Рисунок 3.5 – Изгиб шпангоута из плоскости под действием эксплуатационной нагрузки (а) и (б) схема изгиба его сегмента с предлагаемым направлением волокон (1,2,3) в армирующих слоях в основании шпангоута; Z , θ , R – осевое, окружное и радиальное направления осей глобальной системы координат

Поскольку основная жесткость шпангоута определяется его основанием, выбор схемы армирования шпангоута начинаем с этой зоны. При этом следует учесть, что выкройки слоев закрывают как участок основания, так и участок фланцев шпангоута, при этом угол армирования слоев при переходе волокон с основания на фланцы шпангоута не изменяется. Таким образом, определяя угол армирования слоя для основания шпангоута, мы одновременно задаем угол армирования и для фланцевых участков.

Слой с армирующими волокнами, ориентированными в основании шпангоута в окружном направлении или по касательной (поз. 1 на рисунке 3.5), увеличивают его окружную жесткость, однако при этом снижают жесткость в осевом направлении ($0Z$) и изгибную жесткость фланца (сопротивление изгибающему моменту M_R). Осевая жесткость (сопротивление усилию N_Z) шпангоута напрямую зависит от количества слоев, армирующие волокна которых ориентированы в осевом направлении ($0Z$) (поз. 2 на рисунке 3.5). При этом увеличивается изгибная жесткость фланцев шпангоута и уменьшается кольцевая жесткость его основания.

Ориентация армирующих волокон под углом, как к осевому, так и окружному направлению (поз. 3 на рисунке 3.5) позволит повысить жесткость шпангоута на кручение и изгиб из плоскости его основания (сопротивление крутящему

моменту M_Θ и изгибающему моменту M_R). При этом осевая и окружная жесткость основания шпангоута (сопротивление усилиям N_Z и N_Θ) напрямую будет зависеть от угла армирования. Например, ориентация волокон под углом $\pm 45^\circ$ к кольцевому направлению обеспечит одинаковую жесткость основания шпангоута, как в осевом, так и в кольцевом направлениях. Смещение угла армирования к радиальному либо кольцевому направлению увеличит жесткость основания шпангоута в этом направлении и соответственно снизит жесткость в противоположном направлении.

В диссертационном исследовании рассматривались схемы армирования с вариантами укладки слоев 0° , 90° , $\pm 45^\circ$ и $\pm 25^\circ$. Это объясняется тем, что общепринятым способом обеспечения жесткости конструкции в соответствующих направлениях является использование углов 0° , 90° , а углы армирования $\pm 45^\circ$ дают возможность повысить жесткость на кручение. Поэтому именно последняя схема была принята в качестве основной для последующей модификации и дополнительного усиления. Модификация схемы армирования осуществлялась за счет ориентации волокон, а также за счет комбинирования слоев равнопрочного углепластика с текстильным армированием со слоями однонаправленного среднемодульного и высокомодульного углепластика, армированного ровингом. Для дополнительного усиления было принято решение использовать слои с углом армирования $\pm 25^\circ$ к осевому направлению (OZ). Предполагалось, что использование углов армирования $\pm 25^\circ$ позволит увеличить жесткость шпангоута в осевом направлении. Однонаправленный среднемодульный углепластик обладает меньшей технологичностью, однако, широко используется при создании авиационных конструкций. Применение высокомодульного углепластика рассматривается для оценки возможности дополнительного повышения жесткости в рамках заданной толщины конструкции, несмотря на его высокую стоимость.

Схемы армирования шпангоута, рассмотренные в настоящем исследовании, приведены в таблице 3.4. В качестве базового варианта, рекомендованного к использованию по справочнику [103], была выбрана схема №1 $[0_p^\circ/90_p^\circ/45_p^\circ/-45_p^\circ]$ из равнопрочного углепластика. При обозначении схемы армирования нижний

индекс «р» соответствует слоям равнопрочного углепластика, армированного тканью. Схема является технологичной, раскрой слоев для формования шпангоута из рулона материала (препрега) является экономичным, материал обладает квазиизотропными свойствами в плоскости укладки слоев, что облегчает определение его физико-механических свойств и верификацию прочностного расчета шпангоута по результатам испытаний.

Таблица 3.4 – Рассматриваемые схемы армирования, используемые для проектирования шпангоута

№	Схема армирования композитного шпангоута	№ слоя равн. материала	Кол. слоев
1	Равнопрочный $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$	все	25
2	Однонаправленный $[0_o^\circ/90_o^\circ/\pm 45_o^\circ]$	-	25
3	Высок. Однонапр. $[0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	-	25
4	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/0_o^\circ/90_o^\circ/\pm 45_o^\circ]$	1,6,11 ... 21,25	25
5	Равн.+ Высок. однонапр. $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	1,6,11 ... 21,25	25
6	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/\pm 25_o^\circ]$	1,4,7... 24,25	25
7	Равн. + Высок. Однонапр. $[0_p^\circ/\pm 25_{во}^\circ]$	1,4,7... 24,25	25
8	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/90_o^\circ/90_o^\circ/ 90_o^\circ/ 90_o^\circ]$	1,6,11 ... 21,25	25
9	Равн. + Высок. Однонапр. $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/ 90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	1,4,7... 24,25	25
10	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/90_o^\circ/90_o^\circ]$	1,6,11 ... 21,25	25
11	Равн. + Высок. Однонапр. $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	1,4,7... 24,25	25

Количество слоев в выбранных схемах армирования определялось толщиной шпангоута. Толщина титанового прототипа шпангоута принималась равной 5 мм. Задачей исследования являлся выбор схемы армирования суммарной толщиной слоев равной титановому прототипу. Поскольку толщина монослоя равнопрочного углепластика в среднем составляет 0,2 мм, то для набора толщины в 5 мм необходимо использовать 25 слоев углепластика.

В качестве второго и третьего вариантов были выбраны также квазиизотропные схемы армирования, в которых все слои равнопрочного углепластика с текстильным армированием были заменены на слои однонаправленного средне-модульного или высокомодульного углепластика, обозначенные индексами «о» и «во» соответственно, с сохранением ориентации волокон - $[0_{о(во)}^\circ/90_{о(во)}^\circ/45_{о(во)}^\circ/-45_{о(во)}^\circ]$ (таблица 3.4, схемы №2 и №3). Такая схема, как и предыдущая, часто ис-

пользуется при проектировании композитных конструкций [116-117]. Можно ожидать, что схема армирования, составленная полностью из слоев высокомодульного углепластика, будет обладать наивысшей жесткостью для квазиизотропной укладки.

В четвертом и пятом вариантах рассматривались комбинированные схемы армирования. В них повторяющийся набор слоев однонаправленного углепластика со среднемодульными или высокомодульными волокнами $0_0^\circ/90_0^\circ/\pm 45_0^\circ$ или $0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ$ дополнялся слоем равнопрочного углепластика 0_p° . Таким образом, каждый пятый слой предложенной схемы армирования, включая первый и последний, являются равнопрочными, что повышает технологичность выкладки пакета и обеспечивает защиту однонаправленных слоев от расщепления в процессе эксплуатации. Несмотря на то, что повторяющийся набор слоев однонаправленного углепластика соответствует квазиизотропной укладке, дополнение его слоями равнопрочного углепластика приводит к нарушению трансверсальной изотропии упругих свойств слоистого композиционного материала. При этом упругие модули пакета в направлении OX и OY будут одинаковыми, однако в направлении $\pm 45_{во}^\circ$ они будут ниже, что снизит и жесткость шпангоута на сдвиг в плоскости основания и кручение вокруг оси $O\theta$.

Шестым и седьмым вариантом были рассмотрены схемы армирования, включающие слои однонаправленного среднемодульного или высокомодульного углепластика, ориентированные под углом 25° к осевому направлению (OZ), дополняющие слои равнопрочного материала $[0_p^\circ/\pm 25_{о(во)}^\circ]$ (таблица 3.4, схемы №6 и №7). Предполагалось, что включение однонаправленных слоев под углом 25° приведет к увеличению осевой жесткости шпангоута и позволит изменить соотношение жесткости в осевом и кольцевом направлениях с 50% на 50% (при угле армирования 45°), примерно, до 75% в осевом и 25% в окружном направлениях (рисунок 3,6). Слои равнопрочного углепластика обеспечивают жесткость и прочность шпангоута в окружном направлении, а также обеспечивают технологичность формования пакета слоев. Эти схемы армирования также приводят к ортотропии упругих свойств пакета, при этом эффективные упругие модули слои-

стого композиционного материала в осевом направлении будут больше, чем в окружном направлении.

Дополнительно было рассмотрено еще четыре схемы армирования, включающие слои однонаправленного среднемодульного или высокомодульного углепластика ориентированные в окружном направлении с дополнением слоя равнопрочного материала $[0r^\circ/90o(во)^\circ/90o(во)^\circ]$ и $[0r^\circ/90o(во)^\circ/90o(во)^\circ/90o(во)^\circ/90o(во)^\circ]$. Предполагалось, что увеличение количества слоев ориентированных под углом 90° (в окружном направлении) увеличит сопротивление конструкции изгибу в перпендикулярном (осевом) направлении. Слои равнопрочного углепластика обеспечивают технологичность формования пакета слоев. Таким образом, в рамках диссертационного исследования было рассмотрено одиннадцать описанных схем армирования, которые сведены в таблицу 3.4.

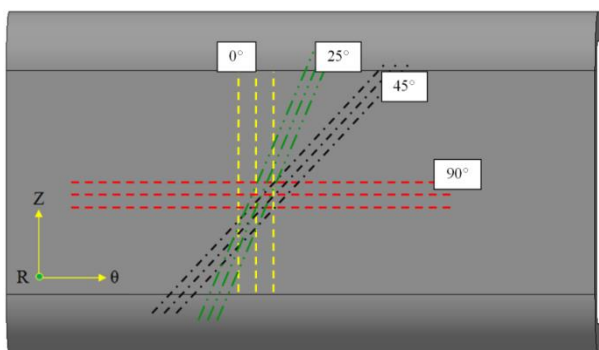


Рисунок 3.6 – Углы армирования для шпангоута из ПКМ

Предварительную сравнительную оценку влияния выбранных схем армирования на характер деформирования композитного шпангоута можно получить, сравнивая эффективные упругие свойства композиционных материалов, соответствующих этим пакетам 25 слоев (рисунок 3.7).

Эффективные упругие свойства вычислялись для плоского напряженно-деформированного состояния по соотношениям теории слоистых пластин [13, 14, 97] с использованием алгоритма, реализованного в виде программного кода в пакете MachCAD [118-120]. Система координат для пакета слоев показана на рисунке 3.7, при этом упругие свойства слоя характеризуются следующими константами: E_{xx} – модуль упругости при растяжении/сжатии по основе; E_{yy} – модуль

упругости при растяжении/сжатии по утку; E_{zz} – модуль упругости при нагрузке перпендикулярно плоскости слоя; $\nu_{xy}, \nu_{xz}, \nu_{yz}$ – коэффициенты Пуассона; G_{xy}, G_{xz}, G_{yz} – модули сдвига.

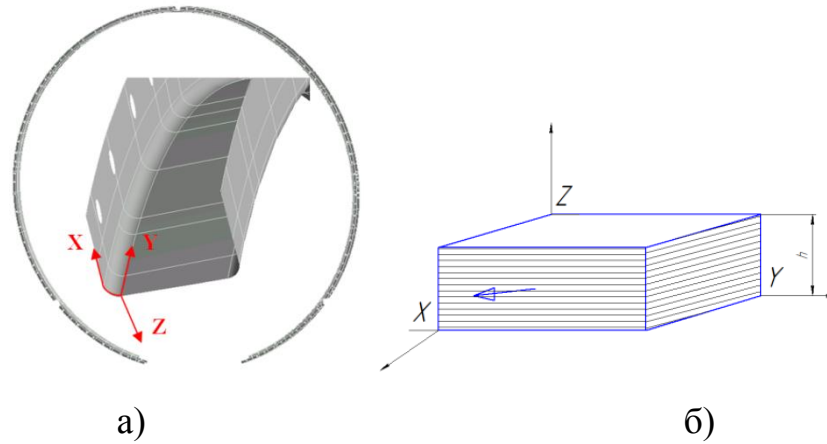


Рисунок 3.7 – Локальная система координат, а – шпангоута, б – пакета слоев для расчета эффективных свойств

В соответствии с алгоритмом сначала в локальной системе координат слоя определялись матрицы жесткости слоев каждого материала пакета:

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_{xx}}{1 - \nu_{xy}\nu_{xz}} & \frac{\nu_{xz}E_{xx}}{1 - \nu_{xy}\nu_{xz}} & 0 \\ \frac{\nu_{xz}E_{xx}}{1 - \nu_{xy}\nu_{xz}} & \frac{E_{xx}}{1 - \nu_{xy}\nu_{xz}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Затем с использованием матрицы углов поворота $[T]$, соответствующих углу армирования слоя γ , вычислялись компоненты матрицы жесткости слоя в глобальной системе координат пакета:

$$[Q'] = [T][Q][T]^{-1}, \quad (3.2)$$

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos(\gamma)^2 & \sin(\gamma)^2 & -2\cos(\gamma)\sin(\gamma) \\ \sin(\gamma)^2 & \cos(\gamma)^2 & 2\cos(\gamma)\sin(\gamma) \\ \cos(\gamma)\sin(\gamma) & -\cos(\gamma)\sin(\gamma) & \cos(\gamma)^2 - \sin(\gamma)^2 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Далее в предположении о совместном деформировании слоев вычислялась суммарная матрица жесткостей $[A]$ всего пакета слоев общей толщиной $H = \sum_{i=1}^n h_i$ через компоненты которой определялись эффективные упругие свойства слоистого пакета:

$$[A] = [\sum_{i=1}^n [Q]^{(i)} h_i]; \quad (3.4)$$

$$E_{xx}^{\text{эф}} = \frac{(A_{xx} - \frac{(A_{xy})^2}{A_{yy}})}{H}; E_{yy}^{\text{эф}} = \frac{(A_{yy} - \frac{(A_{xy})^2}{A_{xx}})}{H}; \nu_{xy}^{\text{эф}} = \frac{A_{xy}}{A_{yy}}; \nu_{yx}^{\text{эф}} = \frac{A_{xy}}{A_{xx}}; G_{xy}^{\text{эф}} = \frac{A_{zz}}{H}. \quad (3.5)$$

Рассчитанные эффективные упругие свойства исследуемых пакетов слоев приведены в таблице 3.5, там же для сравнения приведены упругие свойства титанового сплава.

Таблица 3.5 – Эффективные упругие характеристики слоистого углепластика

№ пакета	Схема армирования	E_{xx} , ГПа	E_{yy} , ГПа	E_{zz} , ГПа	G_{xy} , ГПа	G_{xz} , ГПа	G_{yz} , ГПа	ν_{xy}	ν_{xz}	ν_{yz}
1	Равнопрочный $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$	50,95	50,95	10	39,35	2,7	2,7	0,24	0,3	0,18
2	Однонаправленный $[0_o^\circ/90_o^\circ/\pm 45_o^\circ]$	52,4	52,4	8,6	33,3	3,0	3,0	0,29	0,29	0,31
3	Высок. Однонапр. $[0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	162,4	162,4	6,0	121,1	3,0	3,0	0,31	0,31	0,41
4	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/0_o^\circ/90_o^\circ/\pm 45_o^\circ]$	54,4	54,4	9,0	26,39	3,0	3,0	0,24	0,24	0,2
5	Равнопр.+ Высок. однонапр. $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	138,2	138,2	6,8	35,2	3,0	3,0	0,28	0,28	0,5
6	Равн.+ Однонапр. $[0_p^\circ/\pm 25_o^\circ]$	100,7	22,1	9,0	16,2	3,0	3,0	0,08	0,3	0,2
7	Равн. + Высок. Однонапр. $[0_p^\circ/\pm 25_{во}^\circ]$	303,9	20,5	6,8	45,5	3,0	3,0	0,07	0,3	0,2
8	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/90_o^\circ/90_o^\circ/90_o^\circ/90_o^\circ]$	21,8	117,2	9,0	26,39	3,0	3,0	0,24	0,24	0,2
9	Равн. + Высок. Однонапр. $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	20,3	440,9	6,8	45,2	3,0	3,0	0,28	0,28	0,5
10	Равн. + Однонапр. $[0_p^\circ/90_o^\circ/90_o^\circ]$	28,5	108,8	9,0	16,2	3,0	3,0	0,08	0,3	0,2
11	Равн. + Высок. Однонапр. $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	26,8	381,4	6,8	45,5	3,0	3,0	0,07	0,3	0,2
12	Титановый сплав	115			44,2*			0,3		

* модуль сдвига титанового сплава рассчитывался по формуле $G=E/(2(1+\nu))$, где E – модуль упругости титанового сплава, ν – его коэффициент Пуассона

Сравнение эффективных упругих характеристик пакетов слоев со свойствами титанового сплава показало, что схемы армирования №1, №2, №4 и №6 уступают титановому сплаву по значениям модулей упругости в направлении осей X и Y. Седьмая схема армирования по модулю упругости в направлении оси X в 2,5 раза превышает модуль упругости титанового сплава, однако в направлении оси Y в 6 раз уступает ему. Модули упругости третьей и пятой схем армирования в направлении осей X и Y превышают модуль упругости титанового сплава.

Таким образом, слоистые углепластики на основе среднемодульного углеволокна с квазиизотропными схемами армирования № 1, 2 и близкой к ней схеме № 4 обладают эффективными упругими характеристиками в плоскости армирования в два раза ниже титанового сплава. Это приведет к соответствующему увеличению абсолютных деформаций композитного шпангоута по сравнению с титановым прототипом. Для схемы армирования № 6 с увеличенным продольным армированием однонаправленными слоями среднемодульного углепластика удастся получить эффективный модуль упругости композиционного материала в осевом направлении близкий (меньше на 15%) к титановому сплаву. Однако при этом модуль Юнга слоистого композита в окружном направлении будет почти в 5 раз уступать титановому сплаву. Схема армирования №8 на базе среднемодульного однонаправленного углепластика обладает эффективным модулем Юнга в окружном направлении эквивалентным титановому шпангоуту, однако эффективный модуль Юнга в осевом направлении существенно уступает ему. Использование схемы армирования №10 не позволяет добиться требуемых значений модуля Юнга ни в одном из направлений.

Применение высокомодульного углепластика в составе пакета слоев позволяет существенно повысить его эффективные упругие свойства. Квазиизотропный пакет № 3 из однонаправленного высокомодульного углепластика позволяет получить эффективный модуль Юнга в плоскости укладки слоев приблизительно на 50% выше, чем у титанового сплава. Комбинированная схема армирования № 5 с повторяющимся набором слоев однонаправленного высокомодульного углепластика $0_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/\pm 45_{\text{во}}^{\circ}$ перемежающаяся слоем равнопрочного углепластика $0_{\text{р}}^{\circ}$, обеспечивает эффективный модуль Юнга в плоскости укладки слоев приблизительно на 20% выше, чем у титанового сплава. Схема армирования № 7 с увеличенным армированием однонаправленными слоями высокомодульного углепластика позволяет получить эффективный модуль упругости композиционного материала в осевом направлении в три раза выше, чем у титанового сплава со значительным (в пять раз по сравнению с титаном) уменьшением модуля Юнга в окружном направлении аналогично схеме № 6. Использование схем армирования

№9 и №11 позволяет получить эффективный модуль Юнга в окружном направлении в три раза больше чем модуль Юнга титанового сплава, при этом в осевом направлении модуль Юнга на порядок меньше.

Модули сдвига в плоскости армирования для квазиизотропных схем армирования №1, №2, №4 со среднемодульными волокнами на 10-15% ниже, чем у титанового сплава, а для схем армирования №3, №5 с высокомодульным углепластиком соответствует или несколько выше титанового сплава.

Следует отметить, что поперечные упругие модули слоистого композиционного материала на порядок меньше упругих модулей в плоскости слоев и приблизительно в 15 раз меньше, чем у титанового сплава. Это обстоятельство может привести к большим деформациям (отгибу) фланцев шпангоута относительно его основания. Этот вариант деформирования будет экспериментально и теоретически исследован в четвертой главе диссертации.

По результатам проведенного сравнительного анализа эффективных упругих характеристик слоистых пакетов из дальнейшего рассмотрения были исключены схемы армирования №2, №4, №6, №8 и №10, поскольку их модули упругости в направлениях X и Y значительно уступают титановому сплаву.

Для дальнейшего расчета и исследования НДС композитного шпангоута были выбраны шесть схем армирования №1, №3, №5, №7, №9 и №11. Первая схема армирования (№1), несмотря на низкие значения модулей Юнга, рассматривалась по причине широкого использования в настоящее время для создания авиационных конструкций. Схемы армирования №3 и №5 обеспечивают высокие значения модулей Юнга в плоскости укладки слоев, сопоставимые с модулями Юнга титанового сплава. Седьмая схема армирования представляется перспективной в связи с высоким значением модуля упругости в направлении оси X, значительно превышающем модуль упругости титанового сплава. Это обстоятельство может снизить значения деформаций, обусловленных изгибающим моментом M_z , выводящим шпангоут из плоскости его основания, что показано в разделе 2.2 диссертационной работы. Схемы №9 и №11 рассматривались для оценки воз-

возможности уменьшения изгибных деформации шпангоута за счет использования однонаправленных слоев не под углом $\pm 45^\circ$, а в окружном направлении.

3.3 Исследование напряженно-деформированного состояния и оценка прочности шпангоута из композиционных материалов в оболочечной постановке

На первом этапе исследование НДС и оценка прочности композитного шпангоута с предварительно выбранными (см. раздел 3.2) рациональными схемами армирования проводилось по оболочечной модели. Аналогичная модель была использована в главе 2 для исследования НДС титанового шпангоута. На этом этапе задачей исследования шпангоута из композиционных материалов с выбранными схемами армирования являлось сравнение его абсолютных деформаций и запасов прочности по направлениям армирования при эксплуатационном нагружении с аналогичными значениями, полученными в главе 2 для прототипа шпангоута из титанового сплава.

В качестве эксплуатационной нагрузки в соответствии с анализом, проведенным в разделе 2.2, предложено выбрать вариант нагружения №3 (нагружение решетки РУ) - нормированная посадка (максимальные вертикальные перегрузки). Исследования в главе 2 показали, что при этой нагрузке в результате возникновения изгибающего момента у титанового прототипа в сегменте №7 (рисунок 1.18) возникают максимальные абсолютные деформации.

Расчет НДС композитного шпангоута проводился МКЭ с использованием программно-аппаратного комплекса ANSYS Workbench и компьютерной модели шпангоута, приведенной во второй главе. На первом этапе исследований расчет НДС проводился в рамках «оболочечной модели» с использованием двумерных элементов Schell 181 (рисунок 2.12) [121-122], которые позволяют проводить расчеты многослойных оболочек без явного моделирования каждого слоя. В качестве упругих характеристик задавались эффективные упругие свойства слоистого композита, приведенные в таблица 3.5.

Оценка прочности шпангоута проводилась с использованием значений напряжений в плоскости слоев в локальной системе координат по критериям максимальных напряжений и критерию Хашина.

$$fd_{.xx} = \frac{\sigma_{.xx} k_{.xx}}{S_{.xx}} \leq 1, \quad fd_{.yy} = \frac{\sigma_{.yy} k_{.yy}}{S_{.yy}} \leq 1, \quad fd_{.xy} = \frac{\tau_{.xy} k_{.xy}}{S_{.xy}} \leq 1 \quad (3.6)$$

$$fd(h)_{.xx} = \left(\frac{\sigma_{.xx} \cdot k}{S_{.xx}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{.xy} \cdot k}{S_{.xy}} \right)^2 \leq 1, \quad fd(h)_{.yy} = \left(\frac{\sigma_{.yy} \cdot k}{S_{.yy}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{.xy} \cdot k}{S_{.xy}} \right)^2 \leq 1 \quad (3.7)$$

В этих формулах σ_{xx} и σ_{yy} - нормальные напряжения в плоскости слоя композиционного материала вдоль основы и в направлении, перпендикулярном основе соответственно, τ_{xy} - сдвиговые напряжения в плоскости слоя, S_{xx} , S_{yy} , S_{xy} - прочностные характеристики материалов в соответствующем направлении, k - коэффициент запаса прочности. Считается, что разрушение композиционного материала происходит, когда значение критерия $fd > 1$.

Характеристики материалов слоев, используемых в конструкции композитного шпангоута, представлены в таблицах 3.6-3.7. Схемы армирования, выбранные по результатам анализа эффективных упругих характеристик пакетов в разделе 3.2, представлены в таблице 3.8.

По результатам исследования сходимости КЭ решения задачи расчета НДС композитного шпангоута был выбран характерный размер конечного элемента, равный 1 мм (соответствует пятикратной толщине слоя), и общее количество элементов порядка 1,36 млн. и 690 тыс. узлов. При исследовании сходимости считалось, что выбор размера конечного элемента завершен, если при переходе к более плотной сетке результаты численного расчета (максимальные нормальные напряжения $\sigma_{x'x'}$) изменяются менее, чем на 5%.

Таблица 3.6 – Упругие свойства углепластиков

Материал	E_{xx} , ГПа	E_{yy} , ГПа	E_{zz} , ГПа	G_{xy} , ГПа	G_{xz} , ГПа	G_{yz} , ГПа	ν_{xy}	ν_{xz}	ν_{yz}
Равнопрочный	63,9	63,9	10,0	19,5	2,7	2,7	0,04	0,3	0,3
Однонаправленный	134,0	8,6	8,6	4,7	3,0	3,0	0,31	0,2	0,31
Однонаправленный высок.	560	6	6	4,7	3,0	3,0	0,31	0,2	0,31

E_{xx} - модуль упругости по основе; E_{yy} - модуль упругости по утку; E_{zz} - модуль упругости перпендикулярно плоскости слоя; G - модуль сдвига; ν - коэффициент Пуассона;

Таблица 3.7 – Прочностные свойства углепластиков

Материал	S_{xx}^+ , МПа	S_{xx}^- , МПа	S_{yy}^+ , МПа	S_{yy}^- , МПа	S_{zz}^+ , МПа	S_{zz}^- , МПа	S_{xy} , МПа	S_{xz} , МПа	S_{yz} , МПа
Равнопрочный	809	804	809	804	47	128	150	77	77
Однонаправленный	1850	990	50,8	180	47	148	-	-	-
Однонапр.высок.	2200	380	50	120	30	-	-	-	-

S_{xx}^+ – предел прочности при растяжении по основе; S_{yy}^+ – предел прочности при растяжении по утку;

S_{zz}^+ – предел прочности при растяжении перпендикулярно плоскости слоя; S_{xx}^- – предел прочности при сжатии по основе; S_{yy}^- – предел прочности при сжатии по утку;

Таблица 3.8 – Исследуемые схемы армирования шпангоута

№ Пакета слоев	Материал	Схема укладки	Номер слоя равнопрочного материала	Количество слоев
1	Равнопрочный	$[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$	все	25
3	Высок. Однонапр.	$[0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	-	25
5	Равн.+ Высок. однонапр.	$[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	1,6,11 ...21,25	25
7	Равн. + Высок. однонапр.	$[0_p^\circ/\pm 25_{во}^\circ]$	1,4,7...,25	25
9	Равн. + Высок. Однонапр.	$[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	1,6,11 ...21,25	25
11	Равн. + Высок. Однонапр.	$[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	1,6,11 ...21,25	25

На рисунке 3.13 показана зависимость нормальных напряжений $\sigma_{x'x'}$ от размера конечного элемента в зоне перегиба слоев переднего фланца шпангоута из углепластика со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$ (схема номер №5 по таблице 3.8). Общий вид конечно-элементной модели шпангоута из ПКМ аналогичен модели титанового прототипа, представленной на рисунке 2.14.

По результатам расчета НДС шпангоута из композиционных материалов с выбранными вариантами армирования для оценки характера деформирования и жесткости конструкции использовались поля абсолютных деформаций, а для оценки запасов прочности конструкции - поля напряжений в слоях.

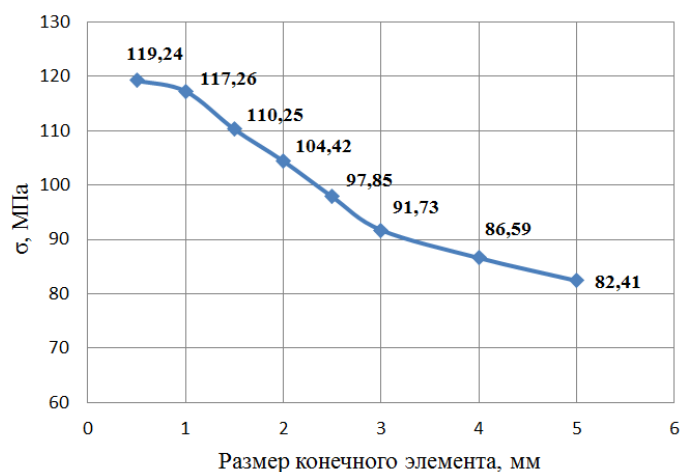


Рисунок 3.13 – График зависимости нормальных напряжений $\sigma_{x'x'}$ от размера конечного элемента в шпангоуте из углепластика со схемой армирования №3

Анализ полей абсолютных деформаций показал, что для всех вариантов армирования шпангоута при выбранной системе нагружения характер полей одинаков, схожий с титановым прототипом (рассмотренным в главе 2), и отличаются только абсолютными значениями. При этом максимальные перемещения возникают в осевом направлении (u_z), которые в 6,6 раза больше окружных перемещений (u_θ) и в 9,1 раза больше радиальных перемещений (u_R). Поле суммарных абсолютных деформаций для одного варианта композитного шпангоута $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$ показано на рисунке 3.14. Сравнение максимальных значений абсолютных деформаций для различных расчетных вариантов шпангоута представлено в таблице 3.9.

Таблица 3.9 – Максимальные суммарные перемещения шпангоута

№	Материал	Схема армирования	Максимальные суммарные перемещения, мм.	В сравнении с титановым шпангоутом, %
1	Титановый сплав	-	0,78	-
2	Равнопрочный	$[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$	1,71	+119,2
3	Равн.+ Высок. однонапр.	$[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	0,79	+1,3
4	Высок. Однонапр.	$[0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$	0,66	-15,4
5	Равн. + Высок. однонапр.	$[0_p^\circ/\pm 25_{во}^\circ]$	0,87	+11,5
6	Равн. + Высок. Однонапр.	$[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	1,21	+55,1
7	Равн. + Высок. Однонапр.	$[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$	0,89	+14,1

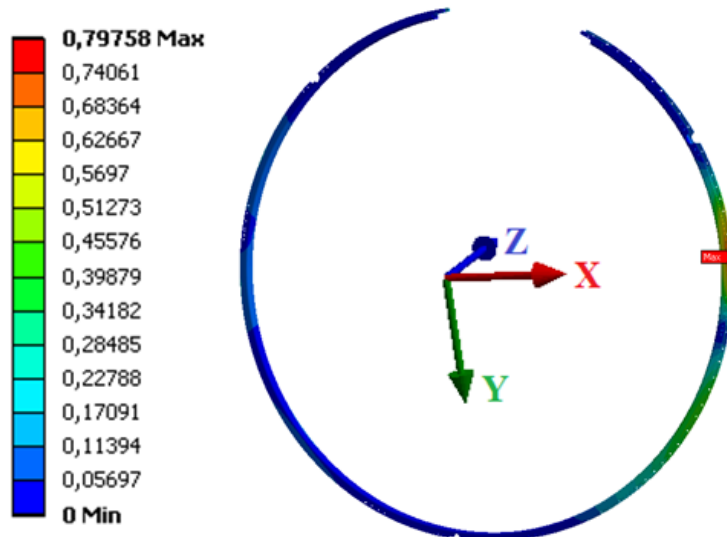


Рисунок 3.14 – Поле суммарных перемещений (мм) шпангоута из равнопрочного и высокомодульного углепластиков, армирование $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$

Анализ данных таблицы 3.9 показывает, что наибольшие значения суммарных перемещений (1,71 мм) наблюдаются при деформировании композитного шпангоута из равнопрочного углепластика с квазиизотропной широко используемой схемой армирования $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$, эти перемещения на 119% больше, чем для титанового прототипа. Использование схемы армирования $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$ на базе высокомодульного однонаправленного углепластика со слоем равнопрочного материала в сравнении со схемой армирования №1 позволяет увеличить жесткость шпангоута примерно на 30%, однако это на 55,1% меньше жесткости титанового шпангоута. Использование комбинации из равнопрочного и высокомодульного углепластиков со схемами армирования $[0_p^\circ/\pm 25_{во}^\circ]$ и $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$ позволяет увеличить жесткость композитного шпангоута и снизить приблизительно в два раза максимальные перемещения, превышая аналогичные значения для титанового прототипа на 11,5% и 14,1% соответственно.

Шпангоут, изготовленный из комбинации равнопрочного и высокомодульного углепластика по схеме армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$ обладает жесткостью, которая не уступает жесткости шпангоута из титанового сплава, отличие максимальных перемещений составляет 1,3%. Композитный шпангоут, изготовленный

полностью из высокомодульного однонаправленного углепластика с квазиизотропной схемой армирования $[0_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/\pm 45_{\text{во}}^{\circ}]$, позволят обеспечить жесткость, превышающую жесткость титанового прототипа на 15,4% (таблица 3.9 схема №4).

Анализ напряжений в плоскости армирующих слоев шпангоута с различными вариантами армирования показал, что максимальные напряжения возникают в слоях со стороны внешней поверхности шпангоута (22-24 слои) в области крепления заднего фланца (рисунок 2.1) и направлены вдоль основных (для равнопрочного материала) армирующих волокон слоя ($\sigma_{x'x'}$). При этом нормальные напряжения в перпендикулярном направлении ($\sigma_{y'y'}$) и касательные напряжения в плоскости слоя ($\tau_{x'y'}$) малы и не оказывают существенного влияния на прочность шпангоута. Сравнение максимальных значений нормальных напряжений в наиболее нагруженном слое шпангоута по направлению армирования для различных расчетных вариантов представлено в таблице 3.10.

Таблица 3.10 – Максимальные значения напряжений в плоскости армирования для наиболее нагруженного слоя шпангоута и соответствующие коэффициенты запаса прочности в сравнении с титановым прототипом

№	Материал	Схема армирования	Максимальные нормальные напряжения, МПа		Коэффициенты запаса прочности		
			$\sigma_{x'x'}$	$\sigma_{y'y'}$	$k_{x'x'}$	$k_{y'y'}$	k_n
1	Титановый сплав	-	218,85		2,5		-
2	Равнопрочный	$[0_p^{\circ}/90_p^{\circ}/\pm 45_p^{\circ}]$	131,4	17,07	6,2	47,1	4,0
3	Равн.+ Высок. однонапр.	$[0_p^{\circ}/0_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/\pm 45_{\text{во}}^{\circ}]$	402,03	3,79	5,5	13,2	5,1
4	Высок. Однонапр.	$[0_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/\pm 45_{\text{во}}^{\circ}]$	312,22	3,79	5,5	13,3	5,2
5	Равн. + Высок. однонапр.	$[0_p^{\circ}/\pm 25_{\text{во}}^{\circ}]$	443,59	5,99	4,9	8,3	4,5
6	Равн. + Высок. Однонапр.	$[0_p^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}]$	478,26	6,41	4,6	7,8	3,9
7	Равн. + Высок. Однонапр.	$[0_p^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}/90_{\text{во}}^{\circ}]$	468,09	6,25	4,7	8,0	4,2

Анализ максимальных напряжений в слоях, приведенных в таблице 3.10, показал, что композитный шпангоут со всеми рассмотренными схемами армирова-

ния обладает запасами прочности по напряжениям в плоскости армирования большими, чем запас прочности титанового шпангоута. Минимальный коэффициент запаса прочности по критерию Хашина наблюдается в композитном шпангоуте из равнопрочного материала со схемой армирования $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$ и равняется 4, что в 1,6 раза больше, чем у шпангоута из титанового сплава.

По результатам проведенных расчетов НДС шпангоута из композиционных материалов с выбранными схемами армирования можно сделать вывод, что обеспечить жесткость шпангоута при изгибе из плоскости, эквивалентную титановому прототипу можно только с применением высокомодульного углепластика и использованием углов армирования $\pm 45^\circ$ или $\pm 25^\circ$, усиление кольцевого армирования (90°) неэффективно. При этом можно полностью либо большей частью (80%) изменить обычный среднемодульный в традиционной квазиизотропной схеме $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$ на высокомодульный, однако, для практического использования рекомендуется две схемы армирования ($[0_p^\circ/\pm 25_{во}^\circ]$, $[0_p^\circ/90_{во}^\circ/90_{во}^\circ]$), на 60% состоящие из высокомодульного углепластика, уступающие титановому прототипу по жесткости на 12-15%, но более экономично использующие высокомодульный материал.

Представляет интерес исследование межслоевых напряжений в конструкции шпангоута из композиционных материалов. В разделе 3.2 было показано, что поперечные модули Юнга и пределы прочности при межслойном растяжении для рассматриваемых слоистых композиционных материалов на порядок меньше аналогичных значений в плоскости слоя. Это может существенно повлиять на прочность и жесткость конструкции шпангоута при некоторых видах напряженного состояния, в частности при отгибе фланцев. Исследованию данной проблемы посвящен следующий раздел диссертационной работы.

3.4 Решение пространственной задачи анизотропной теории упругости для фрагмента композитного шпангоута, оценка межслоевых напряжений и запасов прочности шпангоута на расслоение

Для подробного исследования полей напряжений и деформаций с учетом

межслоевых напряжений выбран композитный шпангоут со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$ в комбинации равнопрочного и высокомодульного углепластиков. Выбор обусловлен тем, что жесткость такого композитного шпангоута практически эквивалентна жесткости шпангоута из титанового сплава. Кроме того, выбранная схема является более технологичной (см. раздел 3.2) и имеет меньшую себестоимость материалов по сравнению со схемой №3 $[0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$.

Дополнительно, было проведено исследование межслоевой прочности композитного шпангоута из равнопрочной углеродной ткани со схемой армирования $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$. Выбор схемы армирования $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$ обусловлен тем, что на данный момент с использованием этой схемы изготавливается задний шпангоут из ПКМ.

Полные тензорные поля напряжений и деформаций композитной конструкции, включая межслойные напряжения, в настоящей работе предложено определять из численного решения МКЭ пространственной задачи анизотропной теории упругости, сформулированной для фрагмента композитного шпангоута, «вырезанного» из исследованной ранее оболочечной модели. Это вызвано тем, что шпангоут имеет диаметр более двух метров и сложную геометрию, поэтому решать пространственную задачу для всей конструкции с явным описанием слоистой структуры трудоемко.

В качестве объекта исследования выбран сегмент композитного шпангоута длиной 100 мм, расположенный в зоне максимальных суммарных перемещений (рисунок 3.15). Нагрузки на шпангоут, соответствующие режиму работы двигателя №3, использовались в разделах 2.2 и 3.3 для расчета НДС шпангоута в оболочечной постановке. Выбранный сегмент шпангоута, моделируется в программном комплексе Ansys как пространственная неоднородная (слоистая) анизотропная конструкция, дискретизация которой осуществляется с помощью твердотельных трехмерных 8-и узловых конечных элементов Solid185 (рисунок 3.16,а) с явным описанием слоистой структуры изделия. Каждый слой описывался одним элементом по толщине, общий вид сетки КЭ сегмента шпангоута приведен на рисунке

3.16,б, количество элементов в модели сегмента составляло 650 тыс., узлов – 340 тыс.

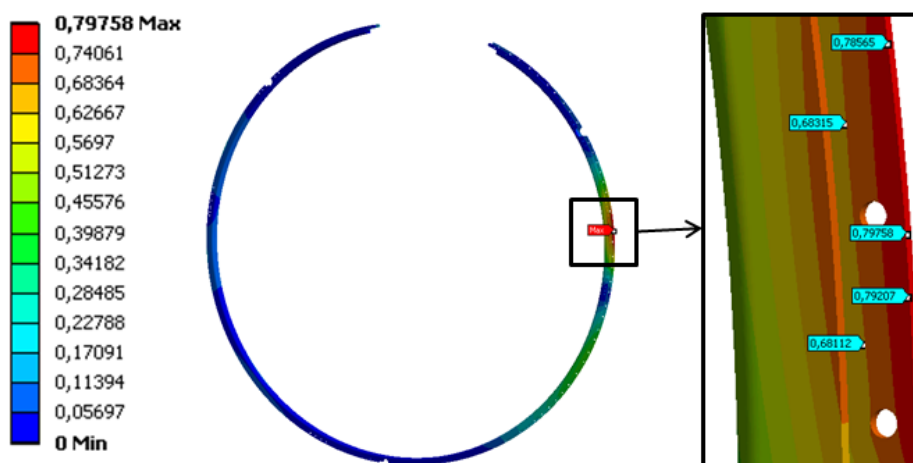


Рисунок 3.15 – Поля суммарных перемещений (мм) в шпангоуте из равнопрочного и высокомодульного углепластика, армирование $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$

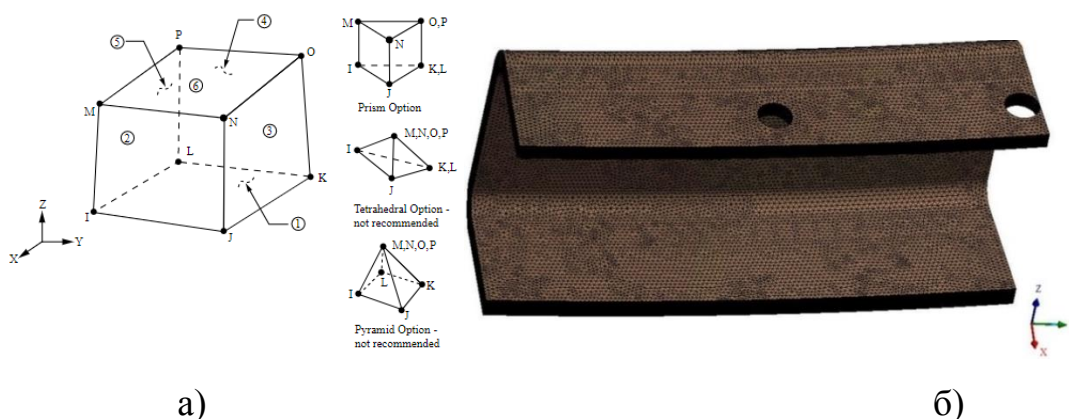


Рисунок 3.16 – Элемент Solid185 (а) и дискретизация сегмента шпангоута (б)

Граничные условия для исследуемого сегмента шпангоута задавались в виде полей перемещений, приложенных на его торцах (рисунок 3.17, а), полученные для соответствующих сечений композитного шпангоута из решения задачи для полной конструкции шпангоута в разделе 3.3. В поставленной задаче для сегмента шпангоута эти поля характеризуют воздействие отсеченной части конструкции на рассматриваемый участок. Подобный двухэтапный подход применяется для исследования НДС других крупногабаритных сложных изделий [123-126]. Основным недостатком такого подхода является возникновение неоднородных полей напряжений в окрестностях поверхностей, к которым прикладываются граничные условия, в результате перехода от оболочечной модели к твердотельной. Вслед-

ствии этого анализ полей напряжений и деформаций исследуемого сегмента необходимо проводить для участков, удаленных от границ «вырезанного» сегмента.

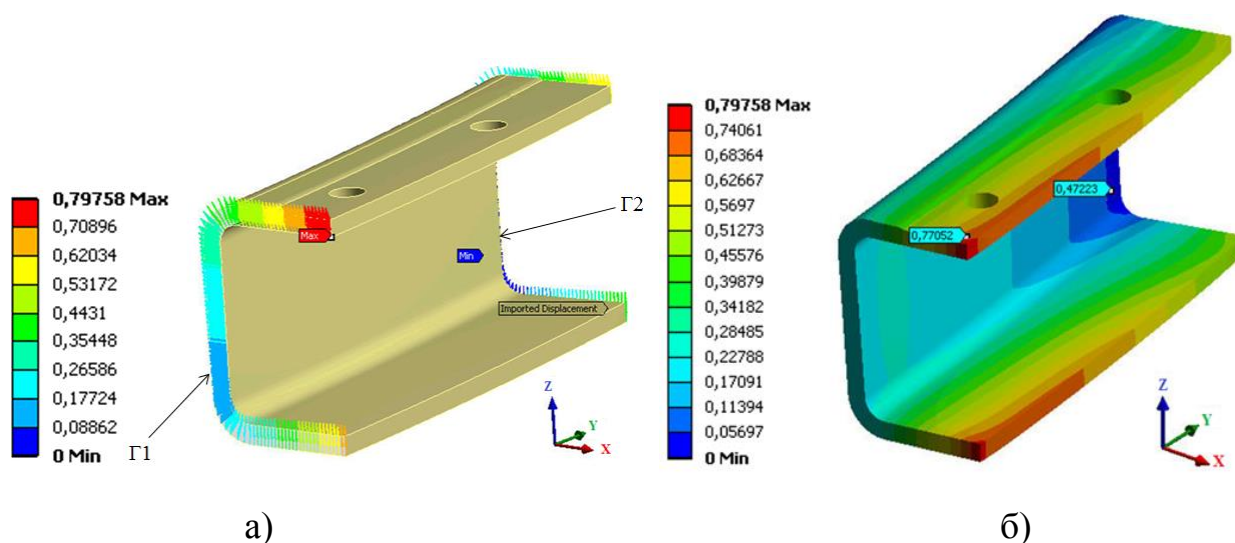


Рисунок 3.17 – Перемещения на границах (а) и внутри (б) сегмента шпангоута со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$ (мм)

На рисунке 3.17,б представлены поля суммарных перемещений в рассматриваемом сегменте шпангоута. Анализ полей суммарных перемещений, полученных в результате расчета полноразмерного шпангоута (рисунок 3.16) и его сегмента, показывает хорошее качественное и количественное соответствие - максимальное отличие перемещений в полноразмерном шпангоуте и выделенном сегменте не превышает 5%. Это позволяет сделать вывод об адекватности используемого подхода.

В результате расчета сегмента шпангоута получены поля напряжений и деформаций в слоях исследуемого фрагмента, соответствующие всем компонентам тензоров напряжений и деформаций. Сравнение напряжений в плоскости слоя в направлении армирования и в поперечном направлении, полученных в результате решения пространственной задачи для сегмента, и задачи в «оболочечной» постановке для полноразмерной конструкции, проведенное для наиболее нагруженного слоя и выборочно по пяти слоям, показало незначительное отличие около 4,5%.

Наибольший интерес для анализа представляют поля касательных и нормальных межслойных напряжений в рассмотренном сегменте шпангоута. В качестве примера на рисунках 3.18-3.22 приведены поля касательных ($\tau_{z'x'}$) и нор-

мальных межслойных ($\sigma_{z'z'}$) напряжений в локальной системе координат слоя ($X'Y'Z'$) на краю, в середине (60 мм от края) и на расстоянии 2 мм от края исследуемого сегмента. Для более детального анализа этих полей было выбрано несколько зон, характеризующих участки перегиба и прямолинейную часть сегмента шпангоута.

Анализируя полученные результаты можно, отметить, что при заданной нагрузке наибольшие значения имеют межслойные напряжения $\tau_{z'x}$ и $\sigma_{z'z'}$, которые возникают в средних слоях (11-13 слои). При этом межслойные касательные $\tau_{z'x}$ и $\tau_{z'y}$ и нормальные напряжения $\sigma_{z'z'}$ достигают максимальных значений на торцах сегмента шпангоута: $\tau_{z'x}=222,76$ МПа (рисунок 3.18), $\tau_{z'y} = 15,54$ МПа, $\sigma_{z'z'} = 171,36$ МПа (рисунок 3.19-3.21).

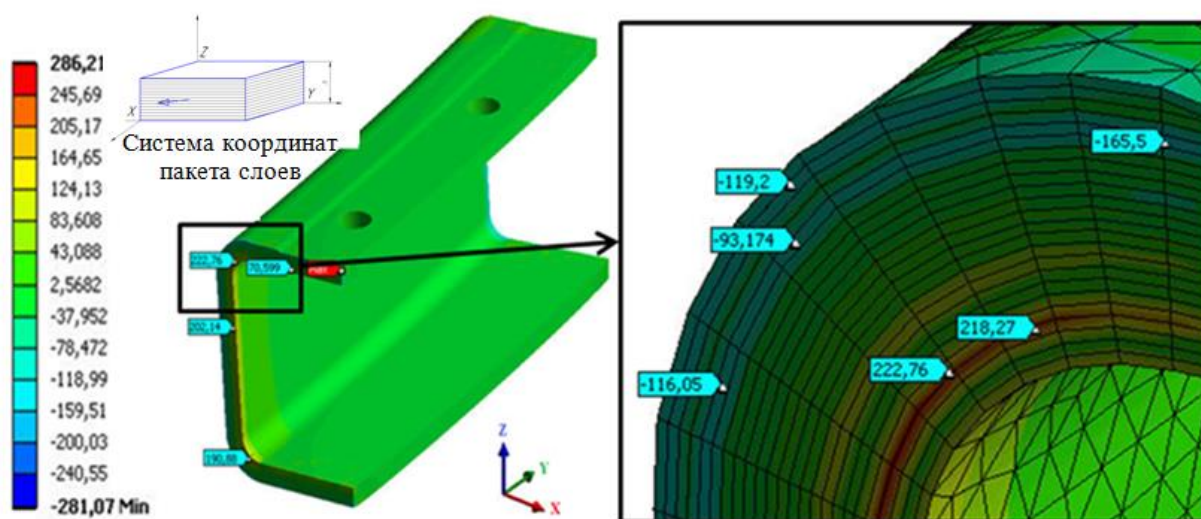


Рисунок 3.18 – Касательные напряжения $\tau_{z'x'}$ (МПа), край сегмента со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$

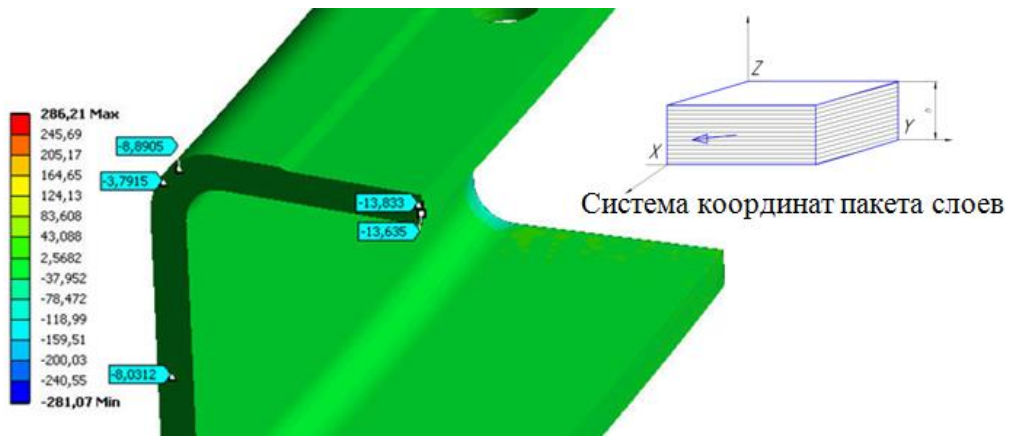


Рисунок 3.19 – Касательные напряжения $\tau_{z'x'}$, (МПа), середина сегмента со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$

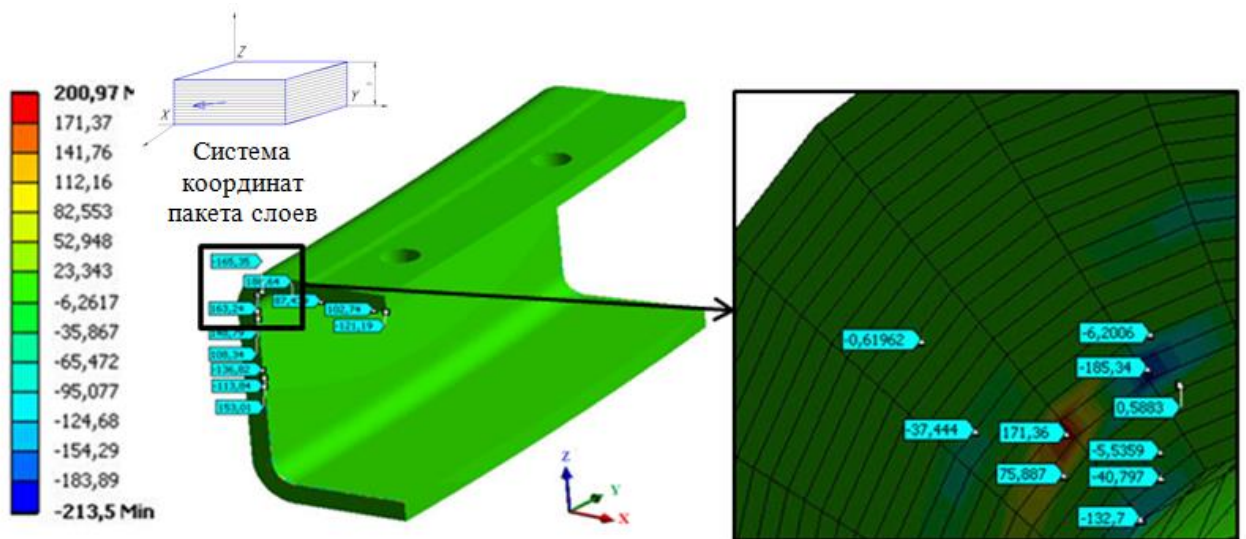


Рисунок 3.20 – Нормальные отрывные напряжения $\sigma_{z'z'}$ (МПа), край сегмента со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$

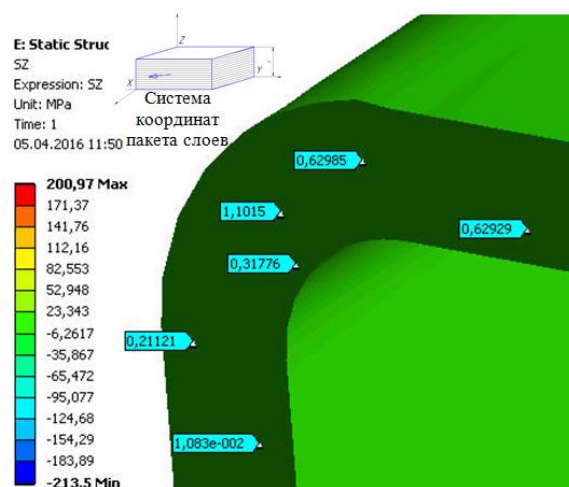


Рисунок 3.21 – Нормальные отрывные напряжения $\sigma_{z'z'}$ (МПа), 2 мм от края сегмента со схемой армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$

Этот упомянутый ранее «краевой» эффект обусловлен переходом от оболочечной модели к твердотельной. По мере удаления от края исследуемого шпангоута межслойные напряжения $\tau_{z'x}$ и $\sigma_{z'z'}$ уменьшаются, как показано на рисунке 3.22: касательные напряжения $\tau_{z'x}$ достигают 8 МПа на расстоянии 30 мм от края сегмента, а нормальные напряжения $\sigma_{z'z'}$ достигают значения 1,1 МПа уже на расстоянии 2 мм от края сегмента. Межслойные касательные напряжения $\tau_{z'y'}$ уменьшаются аналогичным образом, но с меньшим градиентом, достигая значений 2,64 МПа на расстоянии 2 мм от края сегмента.

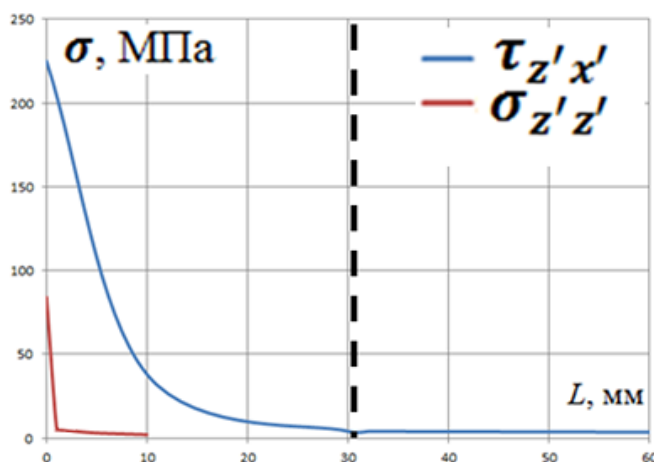


Рисунок 3.22 – График зависимости нормальных межслойных и межслойных касательных напряжений от удаления от торца сегмента шпангоута

Предельные значения межслойных напряжений слоистых композитов составляют около 40 - 70 МПа и приведены в таблице 3.7. Для оценки межслойной прочности шпангоута использовались постоянные значения межслойных напряжений на удалении 30 мм от его кромки, исключая влияние краевого эффекта. Прочность на расслоение оценивалась по критерию Хашина [127]

$$fd(h) = \left(\frac{\sigma_{z'z'} \cdot k}{S_{zz}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{z'y'} \cdot k}{S_{zy}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{z'x'} \cdot k}{S_{zx}} \right)^2, \quad (3.11)$$

где $\sigma_{z'z'}$, $\tau_{y'z'}$ и $\tau_{z'x'}$ – нормальные отрывные и касательные межслойные напряжения, S_{zz} , S_{zy} , S_{zx} – соответствующие пределы прочности материала, k – коэффициент запаса прочности. Значение критерия $fd \geq 1$ соответствует разрушению.

Подстановка в критерий (3.11) вышеуказанных значений межслойных напряжений и соответствующих пределов прочности из таблицы 3.7 позволяет получить значение критерия Хашина 0,7. Пропорциональное увеличение соответствующих компонент межслойных напряжений позволяет оценить коэффициент запаса прочности по межслоевым напряжениям ≈ 6 .

Анализ межслоевых напряжений в композитном сегменте шпангоута из равнопрочной углеродной ткани со схемой армирования $[0_p^\circ/90_p^\circ/\pm 45_p^\circ]$ показал, что на краях сегмента возникает краевой эффект, который аналогичен описанному ранее. Максимальные нормальные отрывные и межслоевые касательные напряжения так же, как и при схеме армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$ возникают в средних слоях зоны перегиба слоев переднего фланца. Однако, максимальные нормальные отрывные ($\sigma_{z'z'}$) и межслойные касательные напряжения ($\tau_{y'z'}$ и $\tau_{z'x'}$) отличаются от аналогичных значений, полученных для схемы армирования $[0_p^\circ/0_{во}^\circ/90_{во}^\circ/\pm 45_{во}^\circ]$, не более чем, на 8%. Коэффициент запаса прочности по критерию Хашина по межслоевым напряжениям равен ≈ 5 . Таким образом, можно сделать вывод, что межслоевая прочность композитного шпангоута незначительно зависит от используемой схемы армирования

В результате решения пространственной задачи анизотропной теории упругости для сегмента шпангоута из композиционных материалов определены поля межслойных напряжений. Наибольшие значения межслойных напряжений возникают в зоне перехода основания шпангоута к фланцам, где имеет место перегиб армирующих слоев. Запас прочности по межслойным напряжениям составляет 6.

Таким образом, в диссертационном исследовании предложена методика исследования НДС и оценки прочности шпангоута из композиционных материалов. Методика основана на двухэтапном моделировании напряженно-деформированного состояния шпангоута при варианте эксплуатационного нагружения, соответствующего максимальному осевому и суммарному усилию в точке. На первом этапе моделирования решается задача для конструкции шпангоута в «оболочечной» постановке, выполняется общий анализ жесткости конструкции и оцениваются её запасы прочности по напряжениям в слоях и определяется наибо-

лее нагруженный сегмент конструкции. На втором этапе решается пространственная задача анизотропной теории упругости для наиболее нагруженного сегмента шпангоута. Из решения пространственной задачи определяются поля межслойных напряжений, и оценивается запас прочности композитного шпангоута на расслоение. Предложенная методика может использоваться для расчета других авиационных конструкций из композиционных материалов типа стрингеры, нервюры, кожухи, обтекатели, створки капота и другие крупногабаритные корпусные элементы летательного аппарата.

Выводы по главе

1. На основе сравнительного анализ механических характеристик современных композиционных материалов для проектирования шпангоута реверсивного устройства выбраны три типа углепластиков на эпоксидном связующем: среднемодульный равнопрочный с текстильным армированием, среднемодульный однонаправленный и высококомодульный однонаправленный. Выбранные материалы обладают высокими удельными механическими характеристиками и имеют необходимые сертификаты для использования в авиационных конструкциях.

2. Предложены схемы армирования шпангоута из композиционных материалов, обеспечивающие требуемую жесткость, технологичность изготовления методом ручной выкладки и соответствующие рекомендациям для проектирования авиационных конструкций. Установлено, что обеспечение жесткости композитного шпангоута, соответствующего титановому прототипу, возможно только с использованием высококомодульного углепластика.

3. По результатам расчета и анализа напряженно-деформированного состояния шпангоута в «оболочечной» постановке показано, что шпангоут, изготовленный из равнопрочного и высококомодульного углепластика $[0p^\circ/90p^\circ/\pm 45p^\circ]$ и $[0p^\circ/0во^\circ/90во^\circ/\pm 45во^\circ]$, не уступает по жесткости прототипу из титанового сплава. Запасы прочности углепластикового шпангоута для всех вариантов армирования, оцениваемые по напряжениям в слоях в осевом и кольцевом направлениях, выше приблизительно, на 60 % запаса прочности титанового прототипа.

4. По результатам решения пространственной задачи анизотропной теории упругости для наиболее нагруженного сегмента композитного шпангоута определены поля межслойных напряжений. Наибольшие значения межслойных напряжений возникают в зоне перегиба армирующих слоев при переходе с основания шпангоута к фланцам. Запас прочности по межслойным напряжениям составляет около 6.

5. В диссертационном исследовании предложена методика исследования НДС и оценки прочности шпангоута из композиционных материалов, основанная на двухэтапном решении задачи расчета деформирования шпангоута при эксплуатационном нагружении с максимальными локальными значениями усилий. На первом этапе в результате решения задачи для шпангоута в «оболочечной» постановке выполняется общий анализ деформированного состояния, жесткости и запасов прочности конструкции по напряжениям в слоях и определяется наиболее нагруженный сегмент конструкции. На втором этапе для выбранного наиболее нагруженного сегмента конструкции решается пространственная задача анизотропной теории упругости, из решения которой определяются поля межслойных напряжений и оценивается запас прочности композитной конструкции на расслоение. Предложенная методика может использоваться для расчета других авиационных конструкций из композиционных материалов типа стрингеры, нервюры, кожухи, обтекатели, створки капота и другие крупногабаритные корпусные элементы летательного аппарата.

4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ДЕФОРМИРОВАНИЯ И РАЗРУШЕНИЯ ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В четвертой главе диссертационного исследования представлены разработанные методики и результаты механических испытаний опытного образца полноразмерного шпангоута и его сегментов из ПКМ. Опытный образец шпангоута был изготовлен методом пропитки под давлением с использованием материалов и технологии, соответствующих серийному образцу. Целью испытаний являлось подтверждение работоспособности шпангоута из ПКМ при эксплуатационных нагрузках и оценка его жесткости и запаса прочности на расслоение. Испытания проводились на полноразмерном шпангоуте для проверки его жесткости на изгиб из плоскости и на сегменте шпангоута для проверки его жесткости и прочности при отгибе фланца. Для проведения испытаний была разработана методика, включающая метод измерения деформаций с помощью системы волоконно-оптических датчиков (ВОД) и программно-аппаратного комплекса, обеспечивающего регистрацию и расшифровку сигналов ВОД.

Результаты механических испытаний использовались для верификации разработанных математических моделей и физико-механических характеристик композиционных материалов, используемых для расчета НДС и оценки жесткости и запасов прочности шпангоута. В главе была разработана дополнительная математическая модель сегмента шпангоута из ПКМ в испытательной оснастке и проведено моделирование деформирования сегмента шпангоута при механических испытаниях.

4.1 Изготовление образцов шпангоута из композиционных материалов и постановка задачи экспериментальных исследований

В рамках отработки технологии было изготовлено несколько экспериментальных полноразмерных образцов исследуемого шпангоута авиационного двигателя из композиционных материалов. Шпангоуты изготавливались методом про-

питки под давлением (RTM) эпоксидным связующим заготовки из углеродной ткани, уложенной в металлическую герметичную оснастку. Технология изготовления шпангоута была разработана в НОЦ АКТ ПНИПУ и впоследствии передана в серийное производство.

В диссертационном исследовании для проведения механических испытаний использовался один полноразмерный образец шпангоута и два образца-сегмента, вырезанных из полноразмерного образца. На рисунке 4.1 приведен общий вид изготовленных шпангоута и его сегментов.

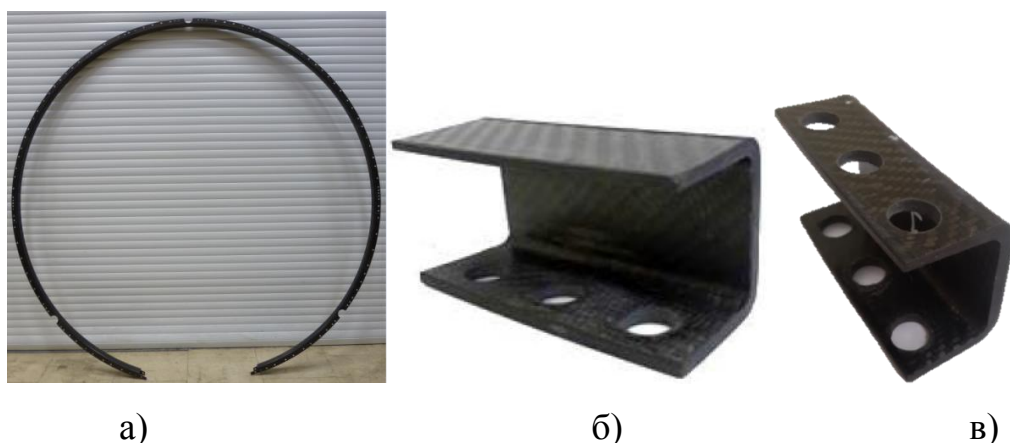


Рисунок 4.1 – Полноразмерный шпангоут из ПКМ (а) и его сегменты (б, в)

Лабораторные испытания композитного шпангоута и его образцов-сегментов проводились для подтверждения используемых в расчетных моделях характеристик материала, запасов прочности и жесткости шпангоута, а также для проверки адекватности разработанных математических моделей и методик прочностного расчета.

Значимость испытаний натуральных конструкций и её элементов обусловлена тем обстоятельством, что сам композиционный материал создается в одном технологическом цикле с изготовлением конструкции. Характеристики композиционного материала, реализуемые в конкретной конструкции, зависят и от характеристик исходных компонентов - армирующего наполнителя и связующего, и от параметров технологического процесса изготовления конструкции.

Как правило, для ответственных авиационных конструкций предусматривается изготовление образцов-свидетелей для определения физико-механических

свойств композиционного материала, прошедшего весь технологический цикл изготовления совместно с конструкцией. Однако даже ФМХ материала, полученные на таких образцах, могут отличаться от тех, что реализуются в основном материале конструкции, вследствие неоднородности полей температуры, давления, конверсии связующего и, как следствие, полей технологических напряжений и деформаций по объему конструкции. Кроме того, в ряде технологических процессов, например, при намотке оболочек типа «кокон» или пропитки заготовок под давлением в замкнутой форме, как в случае исследуемого шпангоута, формирование такого припуска под образцы является проблематичным.

Задача экспериментальной оценки прочности и жесткости натурной конструкции шпангоута при эксплуатационных нагрузках в лабораторных условиях является достаточно сложной в связи со сложным характером его нагружения, рассмотренным в главе 2. Для решения данной задачи в диссертации разработаны методики испытаний и расчетно-экспериментальные методики оценки прочности и жесткости шпангоута при простых видах нагружения: изгиб шпангоута из плоскости при нагружении одиночной сосредоточенной силой и отгиб фланца шпангоута. При этом на первом этапе проводятся лабораторные механические испытания натурального образца шпангоута или его сегментов. На втором этапе проводится математическое моделирование этих испытаний, используя те же методы, подходы и уравнения, что и при расчете натурной конструкции в главе 3. Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными позволяет оценить адекватность используемых математических моделей и уровень реализованных в конструкции механических характеристик композиционного материала.

4.2 Разработка методики и проведение лабораторных испытаний полноразмерного шпангоута из композиционных материалов на изгиб

Целью лабораторных испытаний полноразмерного шпангоута является оценка жесткости конструкции при действии сосредоточенной изгибающей нагрузки, имитирующей один из вариантов эксплуатационного нагружения. Кроме того,

расчет НДС шпангоута при лабораторных испытаниях и сравнение с экспериментальными значениями деформаций позволяет оценить адекватность разработанной математической модели шпангоута в оболочечной постановке (см. раздел 3.2) и значения характеристик материала, реализуемых в конструкции.

В процессе эксплуатации шпангоут работает при сложном комбинированном нагружении, реализация которого в лабораторных условиях является сложной задачей. В разделе 2.2 диссертационной работы было установлено, что деформирование шпангоута носит изгибно-крутильный характер. Для реализации основного характера деформирования шпангоута – изгиба из плоскости в лабораторных условиях предложена следующая схема испытаний.

Полноразмерный шпангоут закреплялся горизонтально в оснастке в местах эксплуатационных болтовых соединений (рисунок 4.2, а). Расчеты НДС титанового шпангоута проведенные во второй главе показали, что в сегменте шпангоута длиной примерно 700 мм между точками закрепления наблюдаются наибольшие деформации изгиба из плоскости (рисунок 2.8). В связи с этим предложено нагружение реализовывать путем подвешивания груза в точках, где действует максимальная осевая составляющая эксплуатационной нагрузки для всех заданных комбинаций нагружения (рисунок 4.2, б).

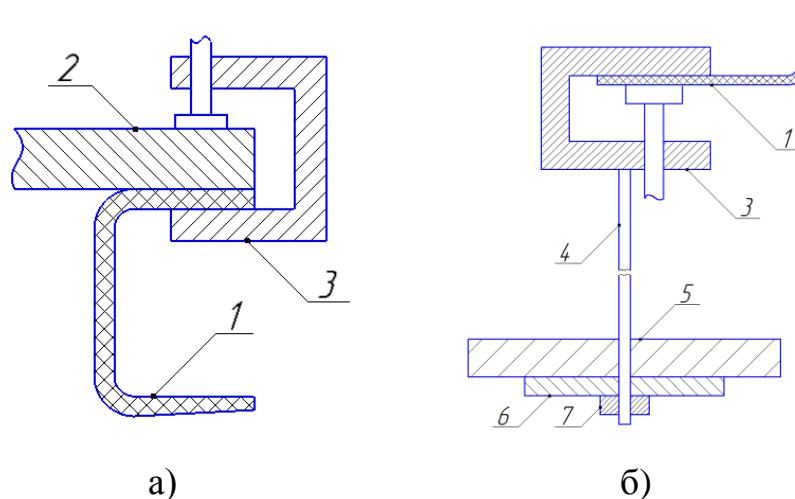


Рисунок 4.2 – Схема закрепления (а) и нагружения (б) шпангоута при испытаниях, где 1 – шпангоут, 2 – стойки с жесткой поверхностью, 3 – трубины, 4 – шпилька, 5 – груз, 6 – металлический диск или пластина, 7 – гайка

Для измерения деформаций шпангоута при испытаниях в диссертационном исследовании использовались волоконно-оптические датчики (ВОД) на Брэгговских решетках. Регистрация сигналов датчиков выполнялась интеррогатором ASTRO 327 с частотой опроса 100 Гц и точностью определения деформаций после расшифровки сигнала датчиков $\pm 4 \cdot 10^{-5}$.

Регистрация деформаций с помощью ВОД на Брэгговских решетках выполняется на основе измеренной разницы длины волны сигнала светового излучения, отправленного по световоду и отраженного от Брэгговской решетки датчика. Интеррогатор с заданной частотой и длиной волны генерирует исходный и регистрирует отраженный датчиком световой сигнал. Датчик располагается на поверхности исследуемого объекта и деформируется совместно с ним. При деформации датчика изменяется шаг Брэгговской решетки и, как следствие, длина волны отраженного светового сигнала. Полученная разница длины волны исходного и отраженного светового излучения $\Delta\lambda_{Br}$ позволяет рассчитать относительную деформацию Брэгговской решетки вдоль оси волокна ε по формуле [128-130]

$$\Delta\lambda_{Br} = 2n\Lambda \left\{ 1 - \left(\frac{n^2}{2} \right) [P_{12} - \nu(P_{11} + P_{12})] \right\} \varepsilon \quad (4.1)$$

В уравнении (4.1) n – эффективный показатель преломления основной моды волоконного световода; $\Lambda \leq 1$ мкм – период модуляции показателя преломления; P_{11} , P_{12} – коэффициенты Поккельса упруго-оптического тензора; ν – коэффициент Пуассона волокна. Значения этих характеристик, используемых при расчете деформаций по сигналам датчиков, принимались из работы [131-132].

Полученные расчетные значения деформации вдоль оси волокна с целью отсеивания шумов обрабатывались с использованием алгоритма «фильтр скользящего среднего» [133] в программном обеспечении, разработанном в НОЦ АКТ ПНИПУ. Методика применения ВОД для регистрации деформаций и оценке напряжений при испытаниях образцов из композиционных материалов представлена в работе [134]. Исследования [135] показали, что ВОД позволяют с высокой точностью $\pm 4 \cdot 10^{-5}$ регистрировать неоднородные поля деформаций при

испытаниях на растяжение образцов из композиционных материалов с центральным отверстием. При этом датчики могут внедряться в структуру материала или наклеиваться на поверхность образца. Учитывая перспективу использования ВОД в системах мониторинга НДС конструкций из композиционных материалов при стендовых испытаниях и эксплуатации в составе двигателя, представляет интерес разработка и апробирование методики использования ВОД при испытаниях сегмента шпангоута из ПКМ.

В проведенных исследованиях датчики наклеивались на поверхность натурального образца и сегментов шпангоута. Для определения мест наклейки датчиков на шпангоуте был проведен расчет его НДС под действием сосредоточенной силы, моделируя схему лабораторных испытаний (рисунок 4.2). Поскольку в испытаниях шпангоут под действием сосредоточенной силы деформируется на сегменте длиной 700 мм, а по его границам жестко закрепляется, расчет НДС проводился только нагруженного сегмента. Расчет проводился с использованием математической модели, разработанной в главе 3 диссертации.

Сегмент шпангоута длиной 700 мм моделировался в виде трехмерного тела с явным учетом анизотропных армирующих слоев. Математическая постановка задачи расчета НДС исследуемого сегмента описывается системой уравнений трехмерной теории упругости для неоднородной среды (см. раздел 2.1 уравнения 2.3-2.5). Граничные условия, соответствующие условиям лабораторных испытаний, показаны на рисунке 4.3. По краям заднего фланца сегмента шпангоута на площадках Г1 (рисунок 4.3) осуществлялось жесткое закрепление, в центре переднего фланца в точке Г2 (рисунок 4.3) задавалось вертикальное растягивающее усилие 1кН.

Поставленная задача решалась МКЭ в программном комплексе Ansys. При создании КЭ модели сегмента шпангоута использовались трехмерные 8-и узловые элементы Solid185 (рисунок 3.17,а). Размер конечного элемента, равный 1 мм, принимался исходя из проведенного в третьей главе исследования сходимости. В качестве примера на рисунке 4.4 приведен общий вид КЭ модели сегмента шпангоута.

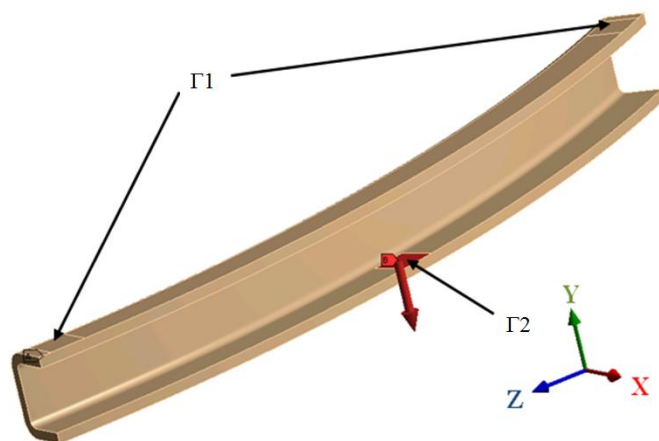


Рисунок 4.3 – Схема граничных условий при расчете шпангоута: $\Gamma 1$ – жесткое закрепление заднего фланца, $\Gamma 2$ – вертикальное растягивающее усилие

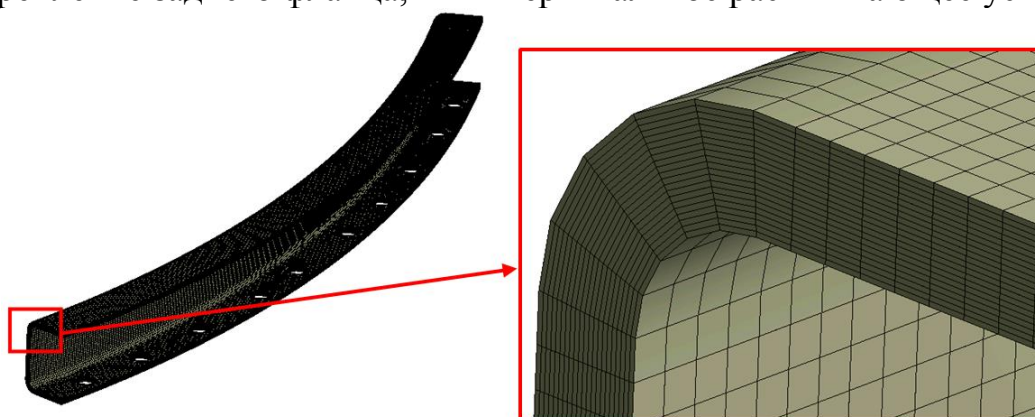


Рисунок 4.4 – Общий вид КЭ модели сегмента шпангоута

В результате решения задачи были получены поля деформаций ϵ_{xx} и ϵ_{yy} в локальной системе координат (OX-основа, OY-уток), соответствующие окружным и осевым деформациям шпангоута. В качестве примера на рисунке 4.5 представлены поля деформаций ϵ_{yy} в направлении оси OY (утка) на внутренней поверхности сегмента шпангоута. Анализ результатов расчета показал, что максимальные растягивающие деформации ϵ_{xx} возникают на внутренней поверхности шпангоута в зоне перегиба слоев переднего фланца в области приложения нагрузки и равны $5,9 \cdot 10^{-4}$. Максимальные значения деформаций ϵ_{xx} на внешней поверхности шпангоута не превышают $4,8 \cdot 10^{-6}$. Максимальные растягивающие деформации в кольцевом направлении ϵ_{yy} так же возникают в зоне перегиба слоев переднего фланца в области приложения нагрузки. На внешней поверхности сегмента шпангоута они равны $3,5 \cdot 10^{-4}$, а на внутренней поверхности $\approx 2,1 \cdot 10^{-4}$.

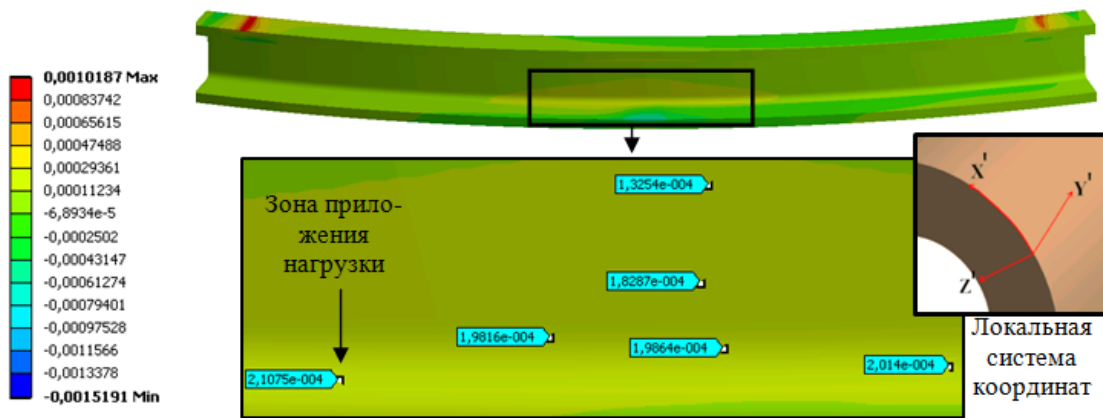


Рисунок 4.5 – Поля деформаций ϵ_{yy} на внутренней поверхности шпангоута

По результатам математического моделирования можно сделать вывод, что ВОД следует наклеивать в трех областях сегмента шпангоута: на внешней поверхности основания в области приложения нагрузки для регистрации деформаций в окружном направлении $\epsilon_{\theta\theta}(\epsilon_{\theta\theta})$; на внутренней поверхности зоны перегиба слоев в области приложения нагрузки для регистрации осевых деформаций $\epsilon_{xx}(\epsilon_{zz})$; на внутренней поверхности в области приложения нагрузки для регистрации деформаций в окружном направлении $\epsilon_{yy}(\epsilon_{\theta\theta})$.

Приклейка датчиков для регистрации растягивающих деформаций $\epsilon_{xx}(\epsilon_{zz})$ на внутренней поверхности зоны перегиба слоев в зоне приложения нагрузки невозможна из-за геометрических особенностей шпангоута и физических особенностей оптической линии. Внутренняя поверхность зоны перегиба слоев шпангоута имеет радиус 5 мм, а в процессе проведенных экспериментальных исследований было установлено, что при расположении световода диаметром 0,156 мм с радиусом изгиба менее 11,5 мм наблюдается искажение оптического сигнала и его частичная потеря, а при радиусе изгиба менее 5 мм оптический сигнал полностью отсутствует. Поэтому критическим радиусом допустимого изгиба световода диаметром 0,156 мм принято значение 11,5 мм.

Приклейка ВОД на внешнюю поверхность сегмента шпангоута в области приложения нагрузки для регистрации растягивающих окружных деформаций $\epsilon_{yy}(\epsilon_{\theta\theta})$ не рекомендуется из-за больших сжимающих осевых деформаций $\epsilon_{xx}(\epsilon_{zz})$ (примерно $-0,1 \cdot 10^{-3} - -0,3 \cdot 10^{-3}$ при погрешности интеррогатора равной 10^{-5}), возни-

кающих в этой зоне. Это связано с тем, что ВОД предназначены для регистрации только растягивающих деформаций, а возникновение сложноподвиженного состояния в зоне расположения датчика может привести к некорректному считыванию информации.

В связи с этим для достоверного измерения наибольших деформаций при испытании шпангоута предложено размещать ВОД на его внутренней поверхности в зоне перегиба слоев в области приложения нагрузки. Следует отметить, что растягивающие деформации ϵ_{yy} в исследуемом сегменте шпангоута уменьшаются при удалении от места приложения нагрузки. Например, максимальное значение деформаций ϵ_{yy} в зоне приложения нагрузки равняется $3,5 \cdot 10^{-4}$, а при удалении на 40 мм от этой зоны деформации принимают значения порядка 10^{-5} . Последние значения соответствуют погрешности измерения деформаций, с помощью использованного интеррогатора ($\pm 4 \cdot 10^{-5}$), поэтому датчики приклеивались в месте приложения нагрузки и на расстоянии не более 20 мм от неё. Схема приклейки ВОД на внутренней поверхности сегмента шпангоута показана на рисунке 4.6.

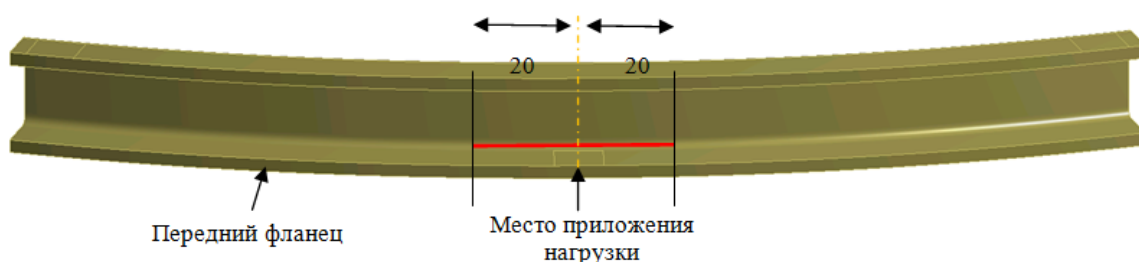


Рисунок 4.6 – Схема приклейки ВОД на поверхности сегмента шпангоута

Лабораторные испытания шпангоута проводились на специально изготовленном стенде, который представляет собой две толстостенные металлические опоры, скрепленные между собой металлическим профилем. К металлическим опорам при помощи трубки через задний фланец крепится шпангоут, на котором посередине длины переднего фланца при помощи трубки подвешиваются грузы номиналом 150 Н и 100 Н, обеспечивающие вертикальное растягивающее усилие. Шпангоут нагружался по шагам: 150 Н, 300 Н и так далее до 1 кН. В процессе испытаний с помощью ВОД регистрировались деформации в выбранных точках на внутренней поверхности шпангоута. В связи с тем, что в испытаниях

использовался один датчик, шпангоут испытывался дважды. При первом испытании датчик был наклеен в зоне приложения нагрузки, при втором испытании - со смещением 20 мм. Датчики имели базу 6,5 мм на которой проводилось измерение деформаций и опорную длину волны 1500 нм. Общий вид сегмента шпангоута, закрепленного в оснастке для испытаний, показан на рисунке 4.7.

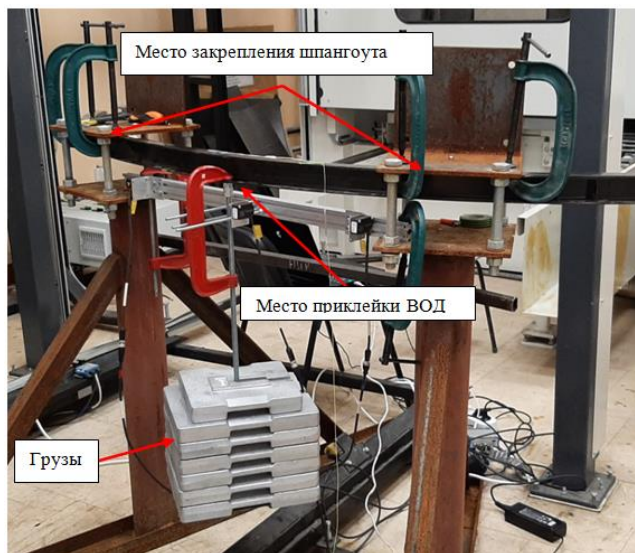


Рисунок 4.7 – Общий вид сегмента шпангоута в испытательной оснастке

В результате проведения испытания были зарегистрированы окружные деформации $\epsilon_{\theta\theta}$, соответствующие деформациям ϵ_{yy} , в локальной системе координат слоя (в направлении утка) в двух выбранных точках. На рисунке 4.8 приведены графики деформаций, регистрируемых датчиками.

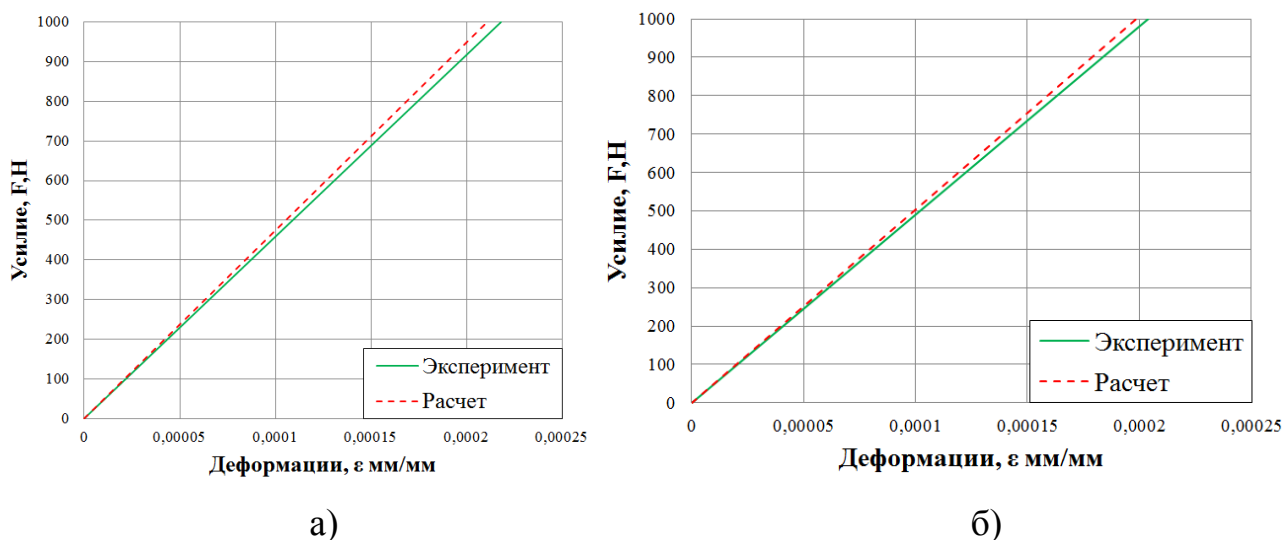


Рисунок 4.8 – Графики деформирования при испытании шпангоута, в зоне приложения нагрузки (а) и смещении на 20 мм (б)

В ходе проведения испытаний была получена линейная зависимость значений растягивающей деформации на внутренней поверхности шпангоута, что свидетельствует о его упругом деформировании. При нагрузке 1 кН в зоне приложения нагрузки, зарегистрированные деформации равны $2,18 \cdot 10^{-4}$, а в точке, смещенной от зоны приложения нагрузки на 20 мм, равны $2,04 \cdot 10^{-4}$.

Сравнение экспериментальных значений деформаций с деформациями, полученными в результате математического моделирования, показало хорошее качественное и количественное совпадение. В зоне приложения нагрузки разница между расчетным и экспериментальным значением деформации составила менее 4%, в точке, смещенной на 20 мм, разница деформаций составила менее 3%.

Таким образом, по результатам испытаний шпангоута можно сделать вывод об адекватности разработанной математической модели, описывающей упругое деформирование шпангоута, и соответствии упругих характеристик композиционного материала в плоскости армирования, принятым в расчетах и реализованным в натурной конструкции шпангоута.

4.3 Разработка методики лабораторных испытаний сегмента шпангоута из композиционных материалов на отгиб фланца

Целью лабораторных испытаний сегмента шпангоута на отгиб фланца является оценка прочности шпангоута при характерном виде разрушения - расслоении в области перегиба слоев. Кроме того, сопоставление результатов эксперимента и моделирования деформирования сегмента шпангоута при испытаниях позволяет оценить адекватность разработанной математической модели шпангоута в трехмерной постановке, адекватность использованных критериев прочности для оценки расслоений (раздел 3.3), а также соответствие используемых в расчетах и реализованных в конструкции значений механических характеристик композиционного материала перпендикулярно плоскости армирования.

Из полноразмерной композитной конструкции шпангоута (рисунок 4.1,а) были вырезаны два испытываемых сегмента (рисунок 4.1, б, в). Длина сегментов по окружности равнялась 100 мм, что соответствует размеру наиболее нагружен-

ного участка полноразмерного шпангоута, определенному в результате численного моделирования в предыдущей главе диссертационного исследования. В исследуемом образце были выполнены дополнительные отверстия для крепления к специализированной оснастке и обеспечения необходимой прочности болтового соединения при испытаниях.

В разделе 3.3 диссертации показано, что начальная прочность шпангоута определяется его межслоевой прочностью в зоне перехода армирующих слоев с полки на фланцевый участок. Для экспериментальной оценки прочности в этой зоне предлагается проводить лабораторные механические испытания сегмента шпангоута на отгиб фланца. Схемы предлагаемых лабораторных механических испытаний представлены на рисунке 4.9.

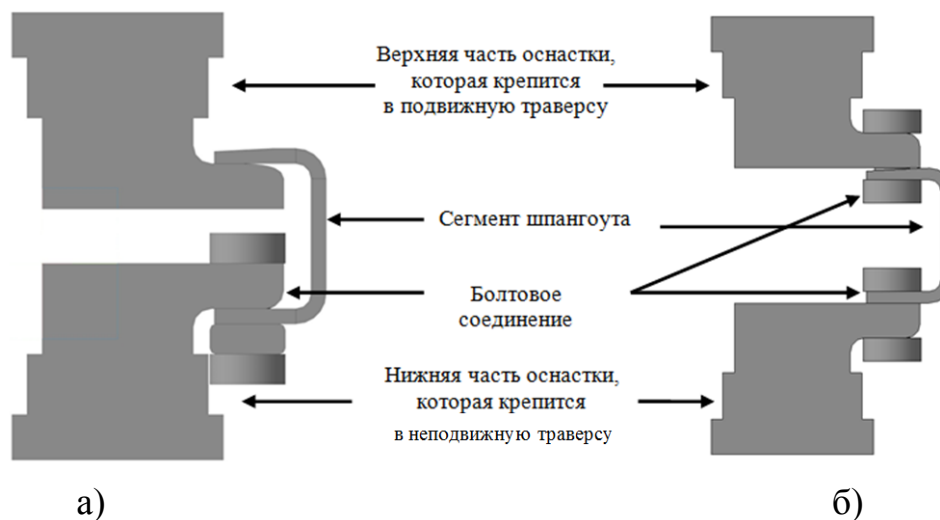


Рисунок 4.9 – Схемы лабораторных испытаний сегмента шпангоута в оснастке со свободным опиранием (а) и жесткой заделкой (б)

В процессе испытаний планируется оценить жесткость на отгиб фланца и запас прочности сегмента шпангоута на расслоение вследствие действия нормальных межслойных напряжений, возникающих в зоне перегиба слоев верхнего фланца. В первом варианте испытаний (рисунок 4.8, а) были реализованы условия свободного опирания верхнего фланца шпангоута на элемент испытательной оснастки. Предполагается, что такая схема нагружения реализует вариант деформирования полноразмерного шпангоута в узле реверса между точками закрепления и приложения нагрузки. Во втором варианте оба фланца шпангоута фиксиро-

вались болтовым соединением в испытательной оснастке (рисунок 4.8, б). Предполагается, что такая схема испытания соответствует варианту нагружения полноразмерного шпангоута в местах закрепления его заднего фланца и приложения нагрузки к переднему фланцу.

Для проведения лабораторных испытаний в соответствии с предложенными схемами была разработана и изготовлена специальная оснастка. Схемы испытываемых образцов сегментов шпангоута и испытательной оснастки показаны на рисунке 4.10 и 4.11.

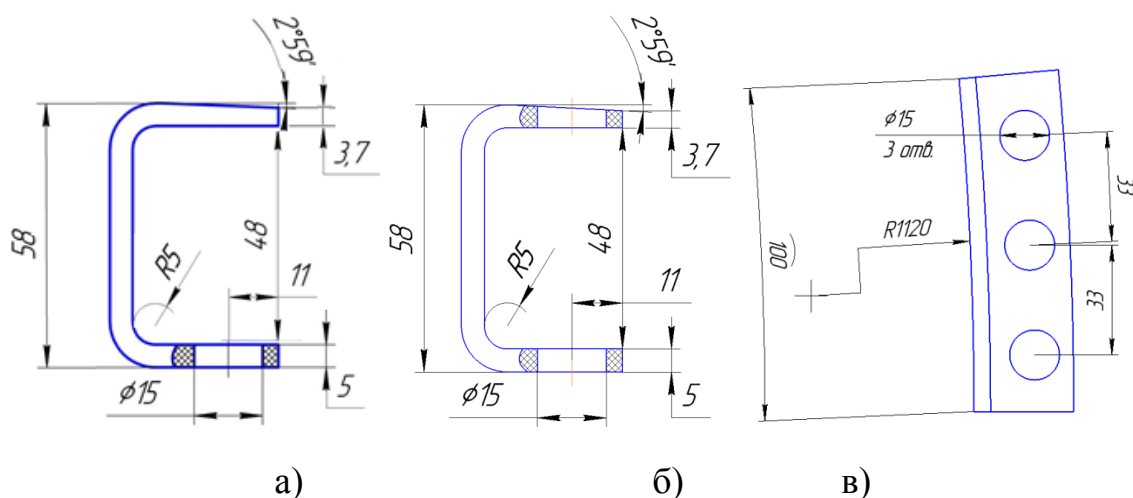


Рисунок 4.10 – Образцы сегментов шпангоута для первой (а) и второй (б, в) схемы испытаний

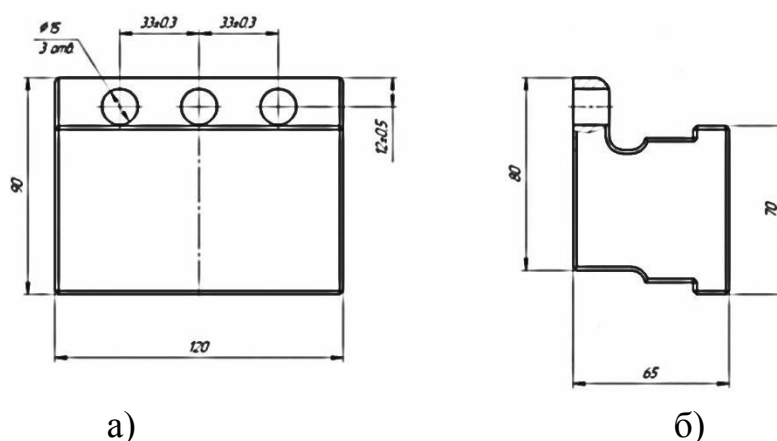


Рисунок 4.11 – Оснастка для испытаний сегментов шпангоута (а, б)

Методика испытаний сегмента шпангоута, разработанная в диссертационном исследовании, включает следующее. Испытываемый сегмент в оснастке устанавливается

ливается в разрывную или универсальную испытательную машину, позволяющую прикладывать к образцу вертикальную растягивающую нагрузку с постоянной скоростью перемещения и погрешностью не более 1%. При этом испытательная машина должна обладать большим рабочим пространством, которое позволит использовать оснастку, показанную на рисунке 4.10 или 4.11, для крепления сегмента шпангоута. В диссертационном исследовании использовалась испытательная машина Zwick Z100. К переднему фланцу сегмента шпангоута прикладывается вертикальная растягивающая нагрузка, обеспечивающая постоянную скорость перемещения верхней траверсы 5 мм/мин.

В первом варианте испытаний в процессе растяжения происходит отгиб и скольжение фланца сегмента шпангоута по опоре оснастки и межслойное разрушение в области перехода фланца на основание шпангоута. Растяжение образца проводится до снижения несущей способности, характеризуемого отгибом фланца при постоянной нагрузке. В эксперименте при первом варианте испытаний не удалось довести образец шпангоута до полного разрушения и разрыва армирующих слоев вследствие сползания образца с оснастки. Во втором варианте испытаний при жестком закреплении обоих фланцев образца в оснастке происходит отгиб двух фланцев и растяжение полки шпангоута. В процессе растяжения происходит межслойное разрушение образца в области перехода армирующих слоев с фланца на полку, что приводит к снижению его несущей способности. Затем деформирование образца приводит к растяжению полки шпангоута и полному разрушению образца с разрывом армирующих волокон.

При испытании сегмента шпангоута по второй схеме, как и при испытании полноразмерной конструкции, деформации в выбранных точках образца определялись с помощью волоконно-оптических датчиков на Брэгговских решетках по методике, рассмотренной в предыдущем разделе диссертации. Общий принцип измерения деформаций с использованием ВОД на Брэгговских решетках и рекомендации для их применения при механических испытаниях шпангоута рассмотрены в разделе 4.2 диссертационной работы. Для исследуемого образца

сегмента шпангоута использовался аналогичный комплекс аппаратных и программных средств, как для полноразмерной конструкции.

При подготовке сегмента к испытаниям была принята схема наклеивания ВОД на поверхность образца с помощью клея, а не внедрения датчиков в структуру композиционного материала при изготовлении конструкции. Хотя в последующем возможно создание опытных образцов композитных конструкций со встроенной системой ВОД для мониторинга НДС при стендовых испытаниях в составе узла или двигателя. В испытании использовались четыре независимые линии оптических волокон. На трех линиях располагалось по одному ВОД, на четвертой - 2 ВОД. Схема размещения ВОД на внешней поверхности сегмента шпангоута представлена на рисунке 4.12.

Следует напомнить, что каждый датчик регистрирует деформацию вдоль оси волокна. Датчики размещались таким образом, чтобы измерить деформации в трех направлениях: окружном, осевом и под углом 45° . Два датчика (32, 33 на рисунке 4.12) дополнительно располагались в зоне перегиба слоев где ожидается градиент деформаций. Таким образом, при испытаниях сегмента шпангоута регистрируются усилия испытательной машины и соответствующие деформации в заданных точках образца в осевом, кольцевом направлении и под углом 45° .

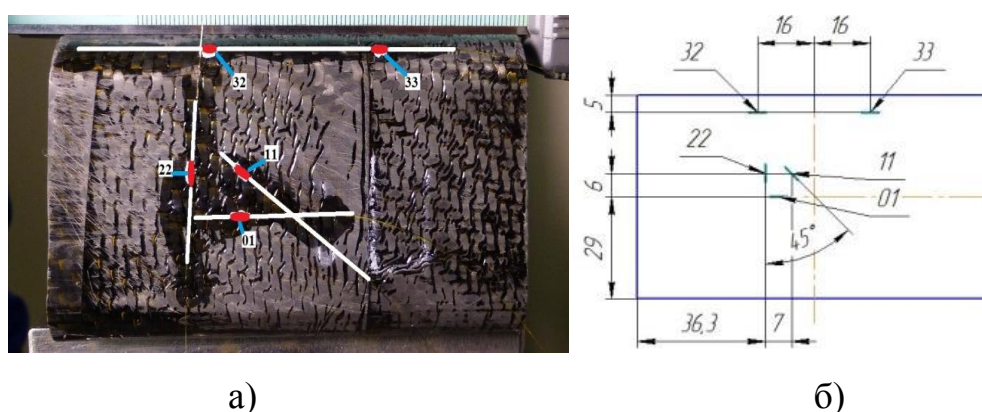


Рисунок 4.12 – Общий вид сегмента шпангоута с наклеенными ВОД (а) и схема приклейки ВОД (б) при втором типе испытаний

Для оценки адекватности разработанной математической модели шпангоута в трехмерной постановке (см. раздел 3.3) был проведен расчет НДС сегмента

шпангоута при лабораторных испытаниях. При этом в расчетной схеме использовалась математическая модель сегмента шпангоута, разработанная в разделе 3.2 диссертации. Моделированию механических испытаний сегмента шпангоута и сравнению результатов расчета с экспериментальными данными посвящен раздел 4.5 диссертационной работы.

4.4 Проведение механических испытаний сегмента шпангоута из композиционных материалов на отгиб фланца

В соответствии с разработанной методикой (см. раздел. 4.3) были проведены испытания двух образцов сегментов шпангоута (рисунок 4.1, 4.10). Первый образец (рисунок 4.1,б и 4.9,а) использовался в схеме испытаний с фланцем, свободно опирающимся на оснастку (рисунок 4.9,а), второй образец (рисунок 4.1,в и 4.10,б, в) – в схеме испытаний с жестким закреплением фланцев (рисунок 4.9, б).

Испытание проводилось на универсальной испытательной машине Zwick/Roell ProLine Z100 с максимальным усилием в 100 кН (рисунок 4.13) при комнатной температуре (+22°C) со скоростью нагружения 5 мм/мин. В процессе испытаний регистрировались усилие нагружения, перемещение захватов испытательной машины и сигналы с ВОД, расположенных на поверхности образца в соответствии со схемой, показанной на рисунке 4.12.

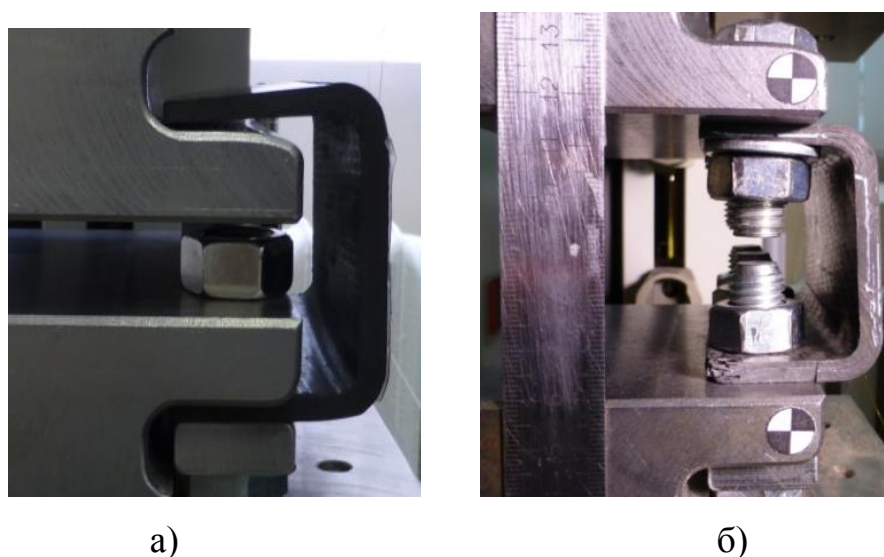
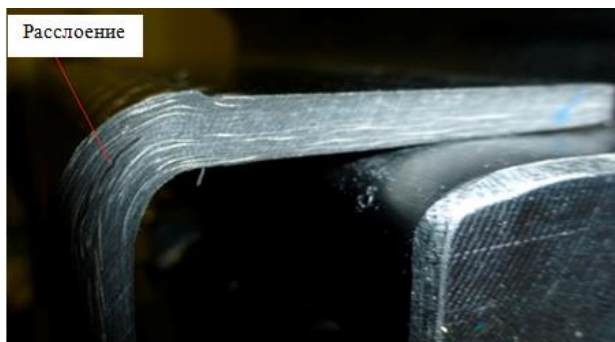
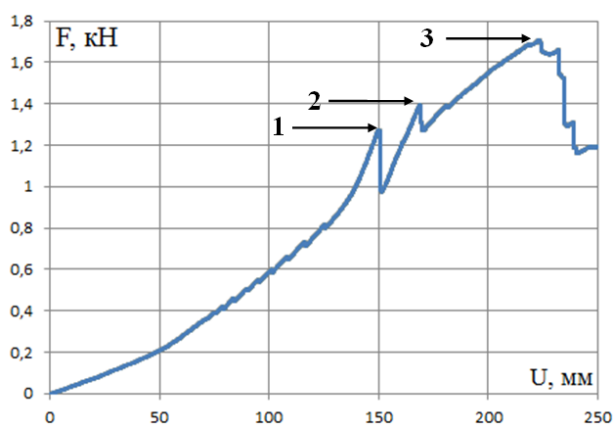


Рисунок 4.13 – Крепление сегментов шпангоута из углепластика в оснастке для испытаний по первой (а) и второй (б) схеме испытаний

Закрепление ВОД на поверхности образца выполнялось с помощью цианакрилатного клея, обеспечивающего качественное адгезионное соединение при испытаниях и возможность его удаления после испытаний с помощью растворителя. Следует отметить, что приклейка датчиков выполняется в ограниченном пространстве с риском повреждения хрупких оптических волокон и требуют определенной подготовки, навыка и значительного времени.

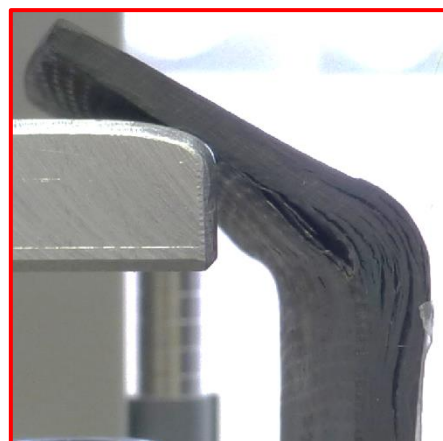
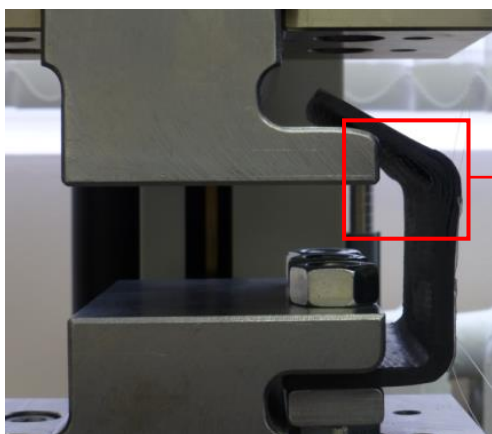
Первое испытание сегмента шпангоута. В результате проведения первого испытания сегмента шпангоута на отгиб фланца получена экспериментальная диаграмма «нагрузка-перемещение» (рисунок 4.14, а). На рисунке 4.14, б, в приведены фотографии образца в испытательной оснастке для характерных точек диаграммы, соответствующих различным этапам его разрушения.

Анализ результатов испытаний (рисунок 4.14) показывает, что на диаграмме (рисунок 4.14,а) можно выделить пять участков. На первом участке - от нуля до нагрузки 0,2 кН происходит выбор зазоров испытательной машины и оснастки и смещение фланца относительно испытательной оснастки в зоне контакта. Далее, на втором участке диаграммы от нагрузки 0,2 кН до 0,8 кН деформирование образца происходит линейно в виде отгиба фланца. На третьем участке диаграммы от 0,8 кН до 1,27 кН нагрузку начинает воспринимать основание шпангоута, и жесткость образца (и наклон диаграммы) повышается.



а)

б)



в)

Рисунок 4.14 – Экспериментальная диаграмма «нагрузка (F) - перемещение (u)» (а) и расслоения шпангоута (б, в) для характерных точек диаграммы: 1 – первое расслоение ($u=2,5$ мм, $F=1,27$ кН) (б), 2 – множественные расслоения ($u=2,7$ мм, $F=1,39$ кН); 3 – множественные расслоения и раскрытие трещины ($u= 3,6$ мм, $F= 1,7$ кН) (в)

Четвертый участок на диаграмме в диапазоне нагрузок от 1.27 кН до 1,7 кН (максимальная нагрузка) и диапазоне перемещений от 2,5 мм до 3,6 мм характеризуется несколькими пиками, вызванными появлением расслоений в материале образца (рисунок 4.14, б, в). Первое расслоение возникает при пиковой нагрузке 1,27 кН (перемещение 2,5 мм). Расслоение имеет вид одиночной трещины в зоне перегиба слоев переднего фланца длиной 100 мм с выходом на оба торца шпангоута (рисунок 4.14,б). При этом на диаграмме регистрируется первое скачкообразное падение усилия, отражающее мгновенное перераспределение поля деформаций (точка 1, рисунок 4.14,а). При увеличении перемещения до 2,7 мм (нагрузка 1,39 кН) на диаграмме наблюдается второе скачкообразное падение усилия (точка

2, рисунок 4.14,а), при этом на боковой поверхности конструкции отмечается разрастание образовавшегося ранее расслоения и образование в этой же зоне нескольких новых менее явных межслоевых трещин. При перемещении 3,6 мм нагружающее усилие достигает максимального значения 1,70 кН, после чего происходит его скачкообразное падение (поз 3 рисунок 4.14,а) с дальнейшим развитием множественных расслоений и раскрытием трещин в зоне перегиба слоев.

Можно сказать, что на четвертом участке достигнуто максимальное значение несущей способности сегмента в данном виде испытаний. Падение усилия объясняется тем, что размер расслоения достигает критического значения, при котором происходит раскрытие трещин, и фланец шпангоута начинает отгибаться при постоянной нагрузке. При этом на торцах шпангоута по всей толщине зоны перегиба слоев наблюдаются множественные расслоения, распространяющиеся из зоны перегиба на верхний фланец и основание сегмента шпангоута (рисунок 4.14,в).

На заключительном пятом участке диаграммы перемещение траверсы испытательной машины сопровождается поворотом фланца шпангоута при постоянном нагружающем усилии. Несущая способность образца, сниженная вследствие множественных расслоений в зоне перегиба слоев, частично сохраняется, поскольку разрыва армирующих волокон слоев не происходит.

Для дополнительного исследования механических характеристик и уточнения особенностей деформирования шпангоута при двухстороннем болтовом соединении по фланцам было проведено второе испытание сегмента шпангоута.

Второе испытание сегмента шпангоута. Второе испытание проводилось по методике, изложенной в разделе 4.3 диссертационной работы. В отличие от первой схемы испытаний во втором варианте передний фланец сегмента шпангоута крепился к подвижной траверсе испытательной машины через болтовое соединение. Такой способ испытания сегмента соответствует варианту моделирования действия эксплуатационной нагрузки на передний фланец шпангоута напротив зоны закрепления его заднего фланца. Схема расположения и фотография испытываемого сегмента шпангоута с наклеенными ВОД показана на рисунке 4.12.

Датчики «32» и «33» окружных деформаций $\epsilon_{\theta\theta}$ были расположены непосредственно в зоне начала разрушения конструкции – в месте перегиба слоев, а датчик «01» окружных деформаций $\epsilon_{\theta\theta}$ - на удалении от этой зоны; датчик «22» продольных деформаций ϵ_{zz} располагался в осевом направлении; датчик «11» - в направлении 45 градусов для измерения соответствующих деформаций (рисунок 4.12). Обработка сигналов, регистрируемых ВОД, и вычисление деформаций выполнялось с помощью методики, рассмотренной в разделе 4.3 работы.

Диаграмма деформирования «нагрузка-перемещение», полученная по результатам испытаний сегмента шпангоута приведена на рисунке 4.15. На рисунке 4.16 приведены фотографии расслоений, зафиксированных на боковой поверхности образца в процессе испытаний.

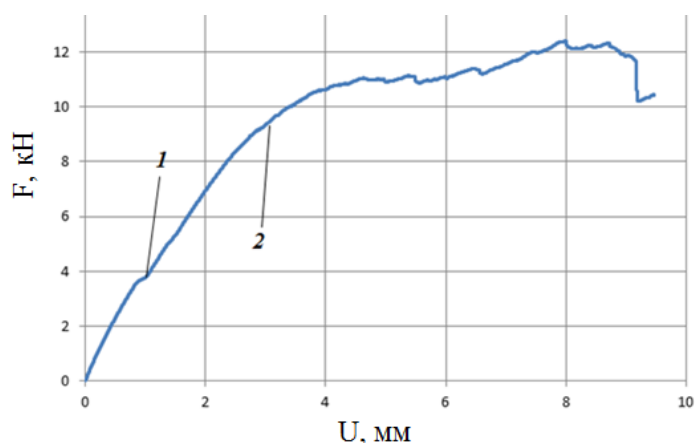


Рисунок 4.15 – Экспериментальная диаграмма деформирования сегмента шпангоута «нагрузка (F) – перемещение (U)» при втором типе испытаний

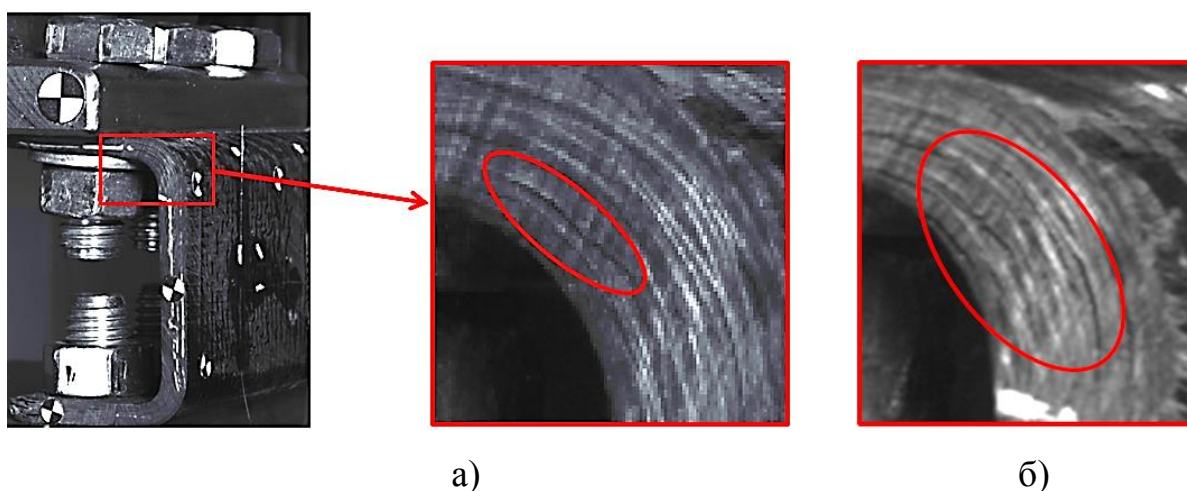


Рисунок 4.16 – Фотографии первого расслоения (а) в точке 1 диаграммы ($U= 1,3$ мм) и множественных расслоений (б) в точке 2 диаграммы ($U= 3,2$ мм)

На диаграмме деформирования (рисунок 4.15) можно выделить три участка. На первом участке от 0 до $U \approx 1,3$ мм (точка 1, рисунок 4.17) происходит упругое деформирование по линейному закону. При нагрузке 4 кН (перемещение 1,3 мм) в зоне перегиба слоев переднего фланца возникает первое расслоение с выходом на оба торца образца (рисунок 4.17,а). После этого жесткость образца снижается, и на втором участке диаграмма деформирования меняет свой наклон примерно на $7,5^\circ$. Дальнейшее нагружение образца (на втором участке диаграммы) при достижении перемещений траверсы $U \approx 3,2$ мм приводит к появлению в зоне перегиба множественных расслоений, выходящих на оба торца шпангоута (точка 2, рисунок 4.17б).

После этого на третьем участке диаграммы, начиная от $U \approx 3,2$ мм и нагрузки $F \approx 9,2$ кН, жесткость образца существенно снижается, при $U \approx 4$ мм и $F \approx 10,8$ кН несущая способность достигает предела, и далее при перемещении траверсы машины происходит отгибание фланца при постоянной нагрузке. При перемещении $U \approx 6,8$ мм изменяется характер деформирования образца - от отгиба переднего фланца к растяжению армирующих слоев. Далее при достижении перемещения $U \approx 9,1$ мм происходит частичное разрушение армирующих слоев в зоне болтового крепления переднего фланца и разрыв материала в зоне перегиба слоев.

На рисунке 4.17 представлены графики, характеризующие деформирование сегмента шпангоута во втором испытании, полученные по данным регистрируемым ВОД, совмещенные с диаграммой испытательной машины. На графиках по основной вертикальной оси отмечены деформации, рассчитанные по показаниям волоконно-оптических датчиков, по горизонтальной оси - время проведения испытания, а по вспомогательной - нагрузка, зарегистрированная машиной.

Анализ графиков деформирования, полученных по данным ВОД и совмещенных с диаграммой деформирования (рисунок 4.17), показывает следующее. Осевые деформации ε_{zz} и ε_{zz45° , регистрируемые датчиками «22» и «11», являются сжимающими и увеличиваются по модулю по мере увеличения нагрузки на первом и втором участках диаграммы деформирования.

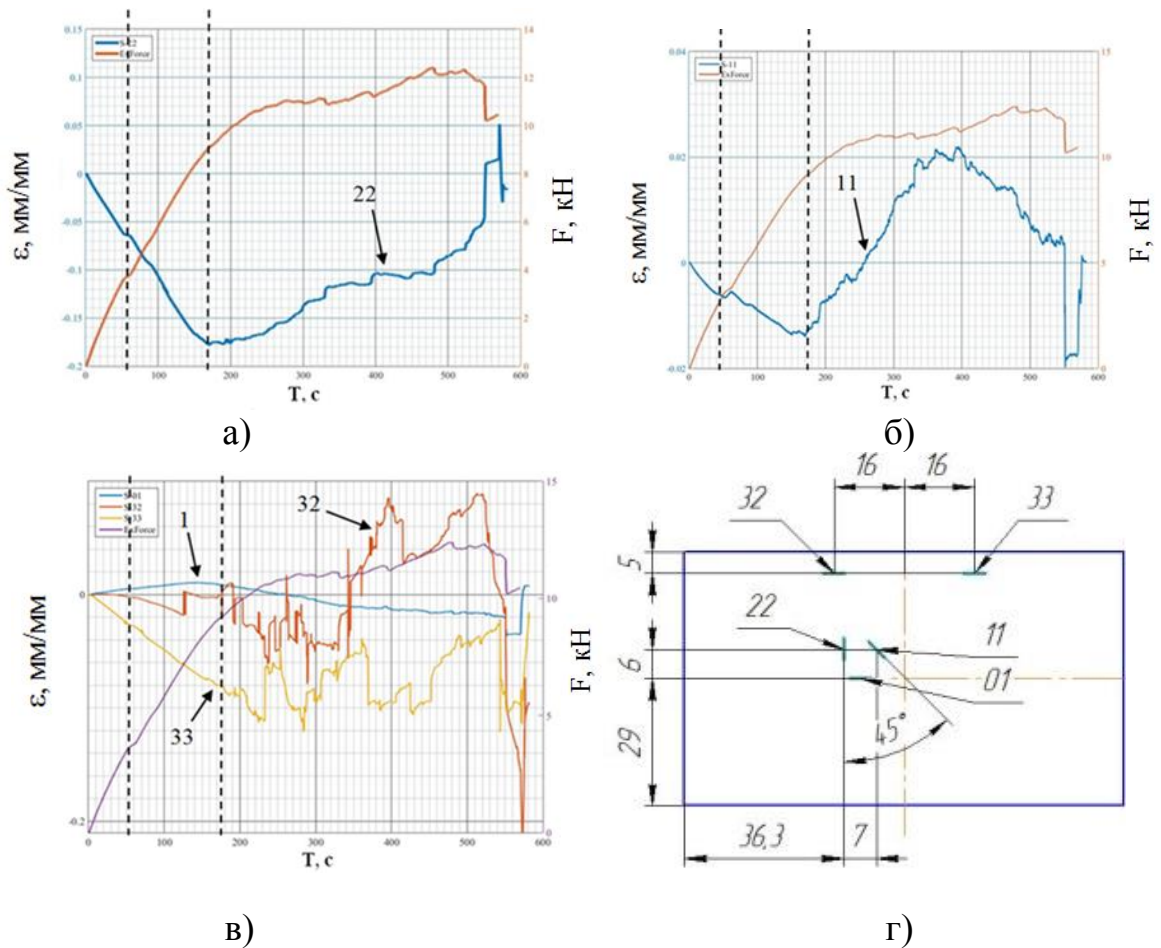


Рисунок 4.17 – Графики деформирования (а-в) и схема наклейки (г) ВОД на поверхность сегмента во втором испытании; деформации: ϵ_{zz} , датчик «22» (а), ϵ_{zz45° , датчик «11» (б), $\epsilon_{\theta\theta}$, датчики «01», «32» и «33» (в)

При этом после возникновения первого расслоения ($F=4$ кН, $U=1,3$ мм) на графиках деформаций $\epsilon_{\theta\theta}$, ϵ_{zz45° , как и на диаграмме, виден небольшой излом (рисунок 4.17, а, б). После множественного расслоения ($F=9$ кН, $U=3,2$ мм) наблюдается «перелом» графиков и изменение характера деформаций ϵ_{zz} , ϵ_{zz45° – деформации начинают уменьшаться по модулю.

Это соответствует характеру деформирования образца при отгибе фланца - на внутренней поверхности образца вследствие изгиба основания сегмента возникают растягивающие продольные напряжения и деформации ϵ_{zz} , а на внешней поверхности - сжимающие. После появления расслоения радиус изгиба наружных слоев основания уменьшается, слои разгружаются, деформации сжатия уменьшаются. После множественных расслоений наружные слои начинают не изгибаться, а растягиваться. Можно отметить, что сжимающие продольные деформации ϵ_{zz} и

ε_{zz45° уменьшаются и в конечном итоге при достижении нагрузки 11 кН датчик «11», расположенный под углом 45° , регистрирует растяжение (рисунок 4.18,б).

Окружные деформации ε_{yy} , регистрируемые датчиками «32» и «33» в зоне перегиба слоев, являются сжимающими. После появления первого расслоения ($F=4$ кН, $U=1,3$ мм) наклон графиков меняется, а множественные расслоения ($F=9$ кН, $U=3,2$ мм) характеризуются на графиках окружных деформаций ε_{yy} многочисленными скачками (рисунок 4.18,в). При этом датчик «32» начинает регистрировать скачкообразное изменение деформаций уже при нагрузке 7 кН (рисунок 4.18,в), что свидетельствует о появлении локального расслоения. Датчик «01» окружных деформаций $\varepsilon_{\theta\theta}$ располагался на расстоянии примерно 25 мм от зоны перегиба слоев. Деформации, регистрируемые этим датчиком, являются растягивающими и малыми по модулю. С помощью этого датчика удалось зафиксировать изменение характера деформирования только после появления множественного расслоения (при $F=9$ кН, $U=3,2$ мм).

Второе испытание сегмента шпангоута показало, что, как и в первом испытании, разрушение сегмента происходит по типу расслоения в зоне перегиба слоев переднего фланца. Первое расслоение образца начинается при нагрузке 4 кН ($U=1,3$ мм), а множественные расслоения и снижение его несущей способности начинается при достижении нагрузки 9 кН ($U=3,2$ мм); при нагрузке 11 кН ($U=6$ мм) происходит значительная потеря жесткости образца, дальнейшее деформирование его сопровождается разрывом армирующих слоев.

В результате проведения испытаний сегментов шпангоута на отгиб фланца при двух вариантах закрепления было определено значение нагрузки, соответствующей началу разрушения шпангоута по типу расслоения. Значение нагрузки зависит от характера закрепления: 1,27 кН при свободном опирании переднего фланца и 4 кН при болтовом соединении. Следует отметить, что в двух вариантах оснастки было реализовано различное расстояние от середины площадки контакта оснастки с передним фланцем шпангоута до центра зоны перегиба слоев, где образуются расслоения: 28 мм, ориентировочно, при свободном опирании и 10 мм - при болтовом соединении. Различие в три раза значений плеча момента,

отгибающего фланец, приводит и к, приблизительно, трехкратному различию значений нагрузки, вызывающей расслоение фланцев сегментов шпангоута в проведенных испытаниях.

При проведении испытаний была отработана методика регистрации деформаций с помощью ВОД, наклеенных на поверхность образцов шпангоута. Применение цианоакрилатного клея обеспечивает хорошее качество сигнала, гладкость графиков деформаций и позволяет соотносить изменение их наклона или появление скачков с образованием расслоений в материале.

Для подтверждения адекватности математической модели шпангоута и достоверности механических свойств композиционного материала в составе шпангоута в следующем разделе проведено моделирование вышерассмотренных механических испытаний.

4.5 Численное моделирование испытаний сегмента шпангоута из композиционных материалов на отгиб фланца

Математическое моделирование лабораторных испытаний шпангоута, рассмотренных в разделе 4.4, выполнено с помощью соотношений и моделей, разработанных в главе 3 диссертационного исследования. В расчетную схему моделей были включены исследуемые сегменты шпангоута и элементы испытательной оснастки (рисунок 4.18). На рисунке 4.19 показан общий вид моделей сегментов шпангоута для двух схем закрепления.

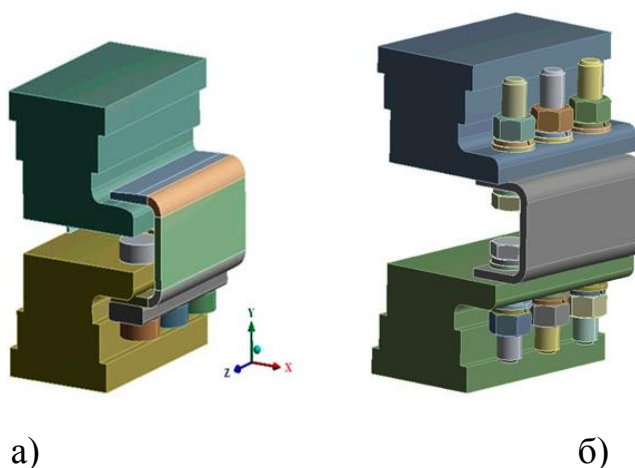


Рисунок 4.18 – Расчетная схема моделирования испытаний сегмента шпангоута для первого (а) и второго (б) типа закрепления

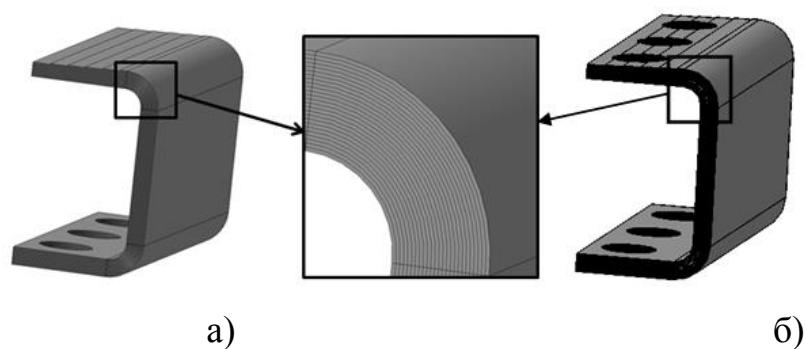


Рисунок 4.19 – Общий вид моделей сегментов шпангоута для первого (а) и второго (б) типа испытаний

Сегмент шпангоута моделируется в виде трехмерного тела с явным учетом анизотропных армирующих слоев, как это было выполнено в разделе 3.4 диссертационной работы. Это позволяет проводить оценку напряжений в плоскости слоя и межслоевых отрывных и сдвиговых напряжений, определяющих начало расслоения в сегменте, обнаруженное в испытаниях. Элементы оснастки моделируются в виде изотропного трехмерного тела. Математическая постановка задачи описывается системой уравнений трехмерной теории упругости для неоднородной среды, рассмотренной в разделе 2.1 диссертационной работы (уравнения 2.3-2.5). Задаваемые граничные условия, соответствующие условиям испытаний, показаны на рисунке 4.20. В местах болтового крепления заднего фланца шпангоута в обеих расчетных схемах задавалось ограничение перемещений во всех направлениях ($\Gamma 1$ на рисунке 4.20).

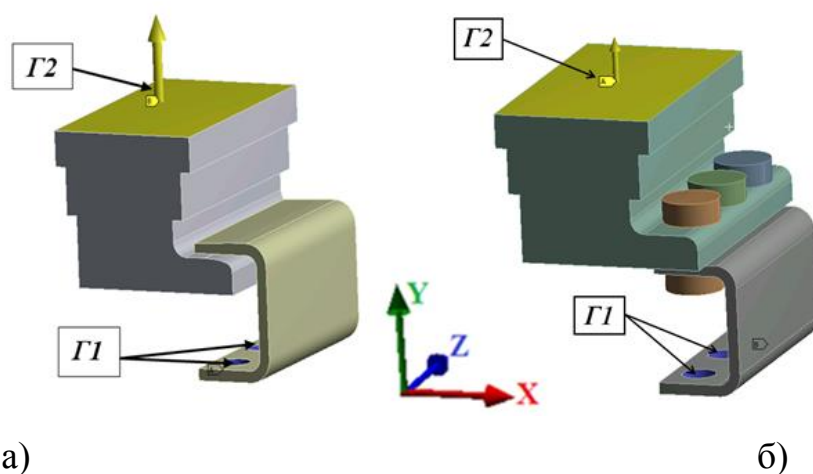


Рисунок 4.20 – Схема граничных условий для первой (а) и второй (б) расчетной схемы испытаний сегмента шпангоута; $\Gamma 1$ - площадка жесткого закрепления заднего фланца, $\Gamma 2$ – площадка задания перемещений по оси Y

Контакт между испытательной оснасткой и крепежными элементами, а также крепежными элементами и сегментом шпангоута считался идеальным. Нагружение образца моделировалось заданием перемещений по оси Y на площадке Г2 (рисунок 4.20,а): в первой расчетной схеме по шагам с изменением перемещения от 0 мм до 2,5 мм с шагом 0,1 мм, а во второй - равным 1,6 мм. По осям Z и X на площадке Г2 задавался запрет перемещений. В первой расчетной схеме между оснасткой и сегментом шпангоута задавался контакт с трением, коэффициент трения принимался равным 0,3. Во второй расчетной схеме между оснасткой и сегментом шпангоута задавался идеальный контакт.

Поставленная задача решалась МКЭ в программном комплексе Ansys. При создании трехмерной твердотельной конечно-элементной модели для сегментов шпангоута использовались трехмерные 8-и узловые элементы Solid185 (рисунок 4.21, а), а для испытательной оснастки – трехмерные 10-ти узловые элементы Solid187 (рисунок 4.21, б). Размеры конечных элементов выбирались по результатам оценки сходимости решения в зоне перегиба слоев переднего фланца. На рисунке 4.21,в показана зависимость максимальных напряжений $\sigma_{z'z'}$ от размера конечного элемента. Для дальнейших расчетов был выбран размер элемента 0,4x0,4x0,2мм, что примерно равно толщине одного слоя. Количество элементов в модели составило около 1,5 млн., узлов – 1,3 млн. Общий вид конечно-элементной модели испытательной оснастки и сегмента шпангоута представлен на рисунке 4.22.

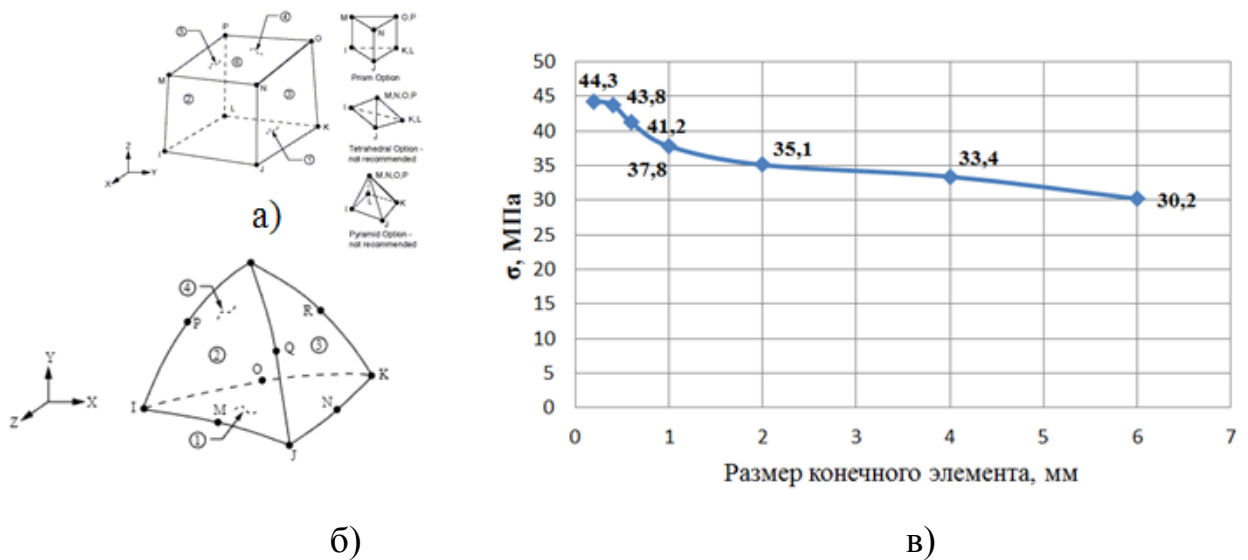


Рисунок 4.21 – Элементы Solid185 (а) и Solid187 (б) и график зависимости напряжений $\sigma_{zz'}$ в сегменте шпангоута от размера конечного элемента (в)

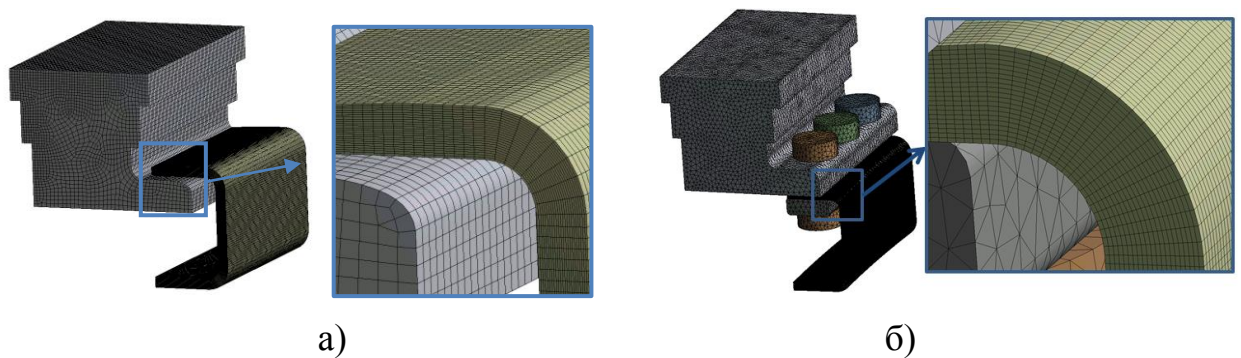


Рисунок 4.22 – Общий вид конечно-элементной модели оснастки и сегмента шпангоута для первого (а) и второго (б) типа испытаний

В результате решения задачи рассчитаны поля напряжений и деформаций в сегменте шпангоута и получена оценка его запаса прочности. Задача моделирования первого варианта испытаний является нелинейной с изменяемой областью контакта и наличием трения по контактной поверхности между фланцем и оснасткой. Задача моделирования второго варианта испытаний является линейной упругой, при её решении перемещение задавалось постоянной величиной.

Анализ полей напряжений проводился в локальной системе координат слоя: $0X'$ - основа материала, $0Y'$ - ось, перпендикулярная основе в плоскости слоя (уток), $0Z'$ - ось, перпендикулярная плоскости слоя (рисунок 4.23). Прочность сегмента шпангоута оценивалась по напряжениям в локальной системе координат

по критериям максимальных нормальных и касательных напряжений (3.6) и критерию Хашина (3.11).

Анализ результатов моделирования первого варианта испытаний. На рисунках 4.24, 4.25 показаны поля нормальных напряжений вдоль основы $\sigma_{x'x'}$ и поперек слоя $\sigma_{z'z'}$ в поверхностных слоях и на торцевом срезе сегмента шпангоута для первого варианта испытаний. Анализ проводился для перемещений оснастки 2,2 мм, соответствующих появлению первого расслоения в эксперименте (рисунок 4.14).

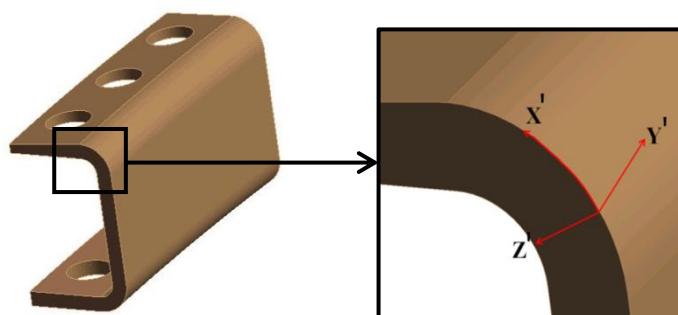


Рисунок 4.23 – Локальная система координат слоя в сегменте шпангоута

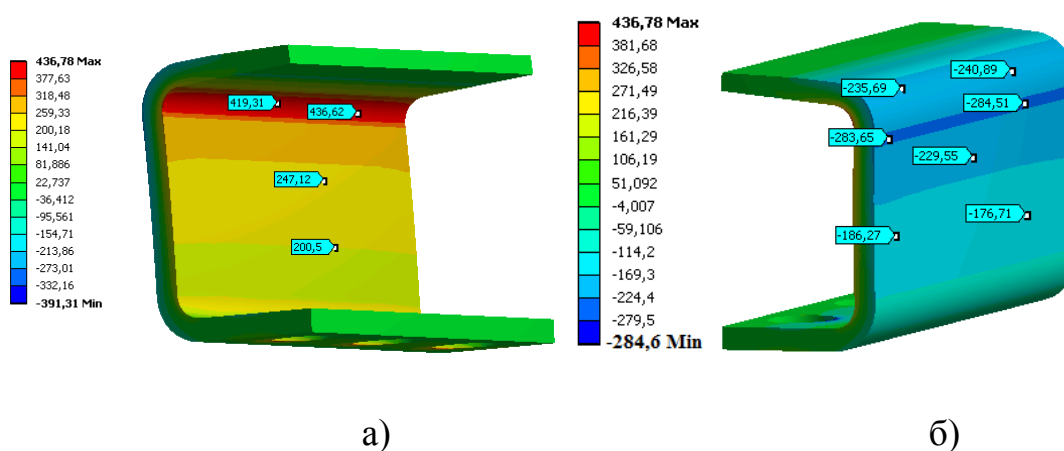


Рисунок 4.24 – Распределение напряжений $\sigma_{x'x'}$ (МПа) на внутренней (а) и внешней (б) поверхности сегмента при первом типе испытаний, перемещение 2,2 мм

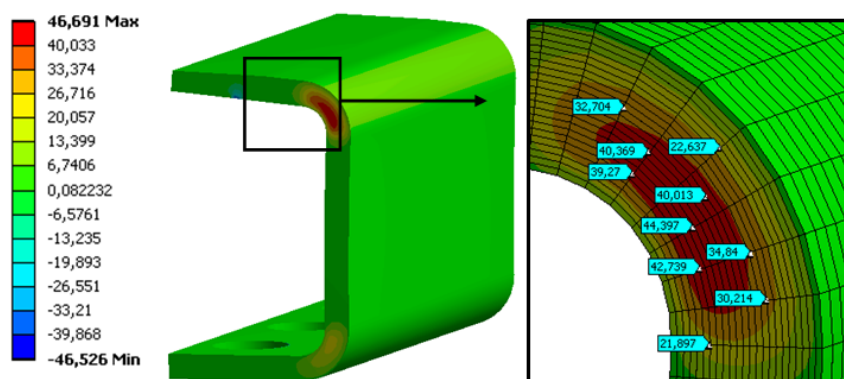


Рисунок 4.25 – Распределение межслойных нормальных напряжений $\sigma_{z'z'}$ (МПа) в сегменте шпангоута при первом типе испытаний, перемещение 2,2 мм

Анализ поля напряжений при перемещении 2,2 мм показал следующее. В плоскости армирования наибольшие растягивающие напряжения вдоль основы $\sigma_{x'x'} = 436,6$ МПа и утка $\sigma_{y'y'} = 15,9$ МПа возникают в первом слое на внутренней поверхности образца (рисунок 4.24). Аналогичные максимальные сжимающие напряжения $\sigma_{x'x'} = -284,5$ МПа и $\sigma_{y'y'} = -14,5$ МПа возникают в последнем слое на наружной поверхности образца. Наибольшие касательные напряжения в плоскости армирующих слоев $\tau_{x'y'}$ не превышают по модулю 4,1 МПа. Сравнивая полученные значения напряжений с предельными значениями (таблица 3.2), можно отметить, что запас прочности на разрыв, сжатие и сдвиг в плоскости армирующих слоев по критерию максимальных напряжений (3.6) составляет приблизительно 1,8, 2,8 и 36,5 соответственно, таким образом, появление расслоения при этом перемещении (рисунок 4.16) определяется межслойными напряжениями.

Из рисунка 4.25 видно, что наибольшие межслойные напряжения возникают в середине зоны перегиба слоев верхнего фланца. Расчеты показали, что межслойные касательные напряжения $\tau_{x'z'}$ и $\tau_{y'z'}$ невелики, их максимальное значение равняется 17 МПа и 3,4 МПа соответственно. Максимальные межслойные отрывные напряжения $\sigma_{z'z'} = 46,7$ МПа наблюдаются в центральных слоях зоны перегиба слоев верхнего фланца. Это значение находится в диапазоне оценок межслоевой прочности слоистых эпоксидных углепластиков на отрыв 40-70 МПа (таблица 3.3) [86-88]. Оценка межслоевой прочности сегмента шпангоута по критерию Хашина

(3.11) показала значение критерия $fd = 1,16$, что соответствует разрушению в виде расслоения.

Полученное расчетное значение перемещений 2,2 мм, соответствующее появлению первого расслоения в материале сегмента шпангоута для первого типа испытания, на 12% меньше значения, полученного экспериментально. При этом интегральное усилие по оси Y, рассчитанное с помощью стандартной функции Ansys «force reaction», равнялось 1,1 кН, что на 15% меньше соответствующего экспериментального значения 1,3 кН. Это можно считать хорошим соответствием и свидетельством адекватности используемой модели и механических характеристик композиционного материала.

Полученное отличие расчетных и экспериментальных значений можно объяснить разбросом физико-механических характеристик углепластика, реализуемых в конструкции. Следует отметить, что значения межслоевой прочности в местах перегиба слоев в реальных конструкциях могут отличаться от значений, полученных на стандартных плоских образцах. Это обусловлено отличием условий формования, в первую очередь давления, в этих зонах в технологическом процессе изготовления крупногабаритной конструкции от заданных и точно контролируемых условий изготовления стандартных образцов. Кроме того, отличие прогнозируемых и экспериментальных оценок прочности конструкции может быть вызвано и другими факторами, например, геометрическими погрешностями расчетной модели сегмента шпангоута в оснастке, приближенным заданием значения коэффициента трения и параметров площадки контакта сегмента шпангоута с оснасткой.

Анализ результатов моделирования второго варианта испытаний. На рисунках 4.26, 4.27 представлены поля нормальных напряжений в сегменте шпангоута в локальной системе координат - вдоль основы $\sigma_{x'x'}$ и поперек $\sigma_{z'z'}$ при втором типе закрепления при перемещении 1,6 мм. Более детальный анализ полей напряжений проведен для зоны перегиба слоев в области переднего фланца, где и наблюдается появление расслоения.

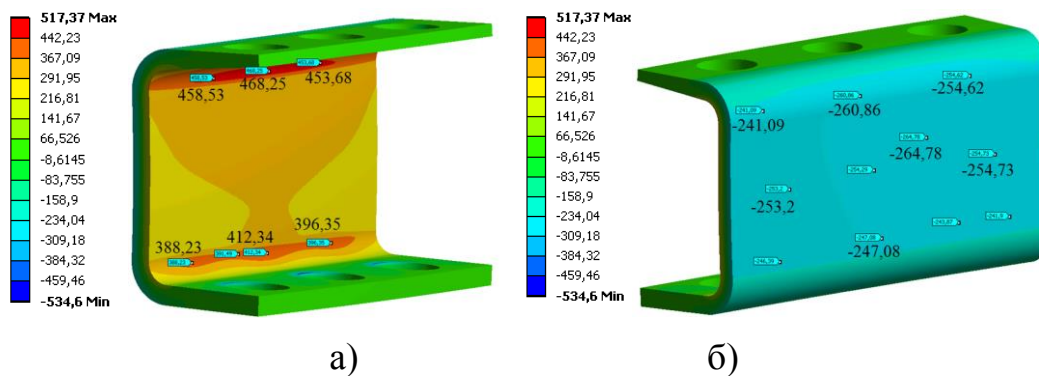


Рисунок 4.26 – Распределение нормальных напряжений $\sigma_{x'x'}$ (МПа) на внутренней (а) и внешней (б) поверхности сегмента шпангоута при втором типе испытаний

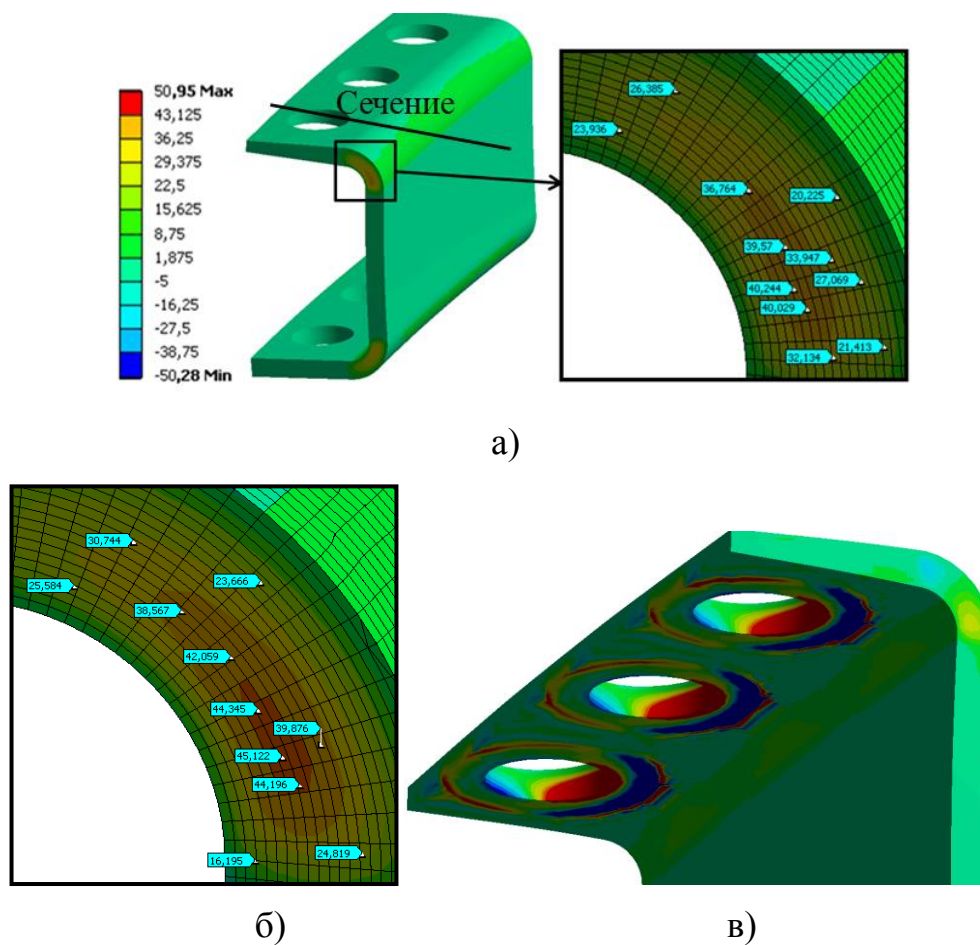


Рисунок 4.27 – Межслойные нормальные напряжения $\sigma_{z'z'}$ (МПа) на кромке шпангоута (а), в сечении по отверстию (б) в зоне приложения нагрузки (в) при втором типе испытаний

Анализ полученных полей напряжений в слоях показал, что максимальные растягивающие нормальные напряжения $\sigma_{x'x'} = 468,25$ МПа возникают в первом внутреннем слое в зоне перегиба слоев. Максимальные сжимающие напряжения

$\sigma_{x'x'} = -264,78$ МПа возникают в первом внешнем слое в центральной части полки фланца. Сравнивая полученные значения с пределами прочности (таблица 3,2) по критерию максимальных напряжений (3.6), можно оценить запас прочности при растяжении и сжатии в слоях вдоль волокон основы как 1,7 и 3 соответственно.

Максимальные нормальные напряжения вдоль утка $\sigma_{y'y'}$ не превышают 35,2 МПа, коэффициент запаса прочности по критерию (3.6) при этом составляет не менее 23-х. Максимальные касательные напряжения в плоскости слоя $\tau_{x'y'}$ не превышают 12,06 МПа, а максимальные межслойные касательные напряжения $\tau_{x'z'}$ и $\tau_{y'z'}$ не превышают 25,1 МПа и 15,8 МПа, запасы прочности по критерию максимальных напряжений (3.6) для них составляют 12, 3 и 5 соответственно.

Наиболее опасными с точки зрения прочности являются межслойные отрывные напряжения $\sigma_{z'z'}$, максимальные значения которых (до 50 МПа) наблюдаются в области приложения нагрузки (рисунок 4.27,в). Напряжения в этой области можно считать следствием краевого эффекта и не учитывать их при анализе прочности конструкции. Наибольший интерес для оценки прочности вызывают нормальные отрывные напряжения в центральных слоях зоны перегиба слоев (рисунок 4.27), где и наблюдалось появление расслоений в лабораторных испытаниях (рисунок 4.16). Максимальные значения этих напряжений в центральных слоях сегмента шпангоута составляют около 45 МПа. Оценка прочности по критерию максимальных напряжений (3.6) показывает нарушение прочности – образование расслоения, а оценка по критерию Хашина (3.11) показывает значение критерия $fd = 1,1$, что также соответствует разрушению.

Полученное расчетное значение перемещения (1,6 мм), соответствующее началу разрушения сегмента шпангоута при втором типе испытаний, на 18,7% больше экспериментального значения (1,3 мм). При этом расчетное суммарное усилие 3,5 кН, полученное с помощью стандартной функции Ansys «force reaction», на 12% больше значения экспериментальной нагрузки 4 кН, соответствующей первому расслоению. Возможные причины этого отличия аналогичны отмеченным выше при анализе результатов моделирования первого испытания. Кроме того, для этого варианта испытаний можно отметить возможное отличие

геометрических размеров, определяющих положение центров крепежных отверстий в переднем фланце, в модели и экспериментальном образце. Это приводит к изменению значения момента, отгибающего фланец, и изменению уровня напряжений в слоях образца при одинаковых интегральных усилиях.

На рисунок 4.28 приведены рассчитанные поля осевых ϵ_x (а), кольцевых ϵ_y (б) деформаций и деформаций ϵ_{x45° (в) на поверхности сегмента шпангоута при перемещении 1,3 мм. В таблице 4.3. приведено сравнение расчетных значений деформаций на поверхности сегмента шпангоута и деформаций регистрируемых ВОД при испытаниях (рисунок 4.17).

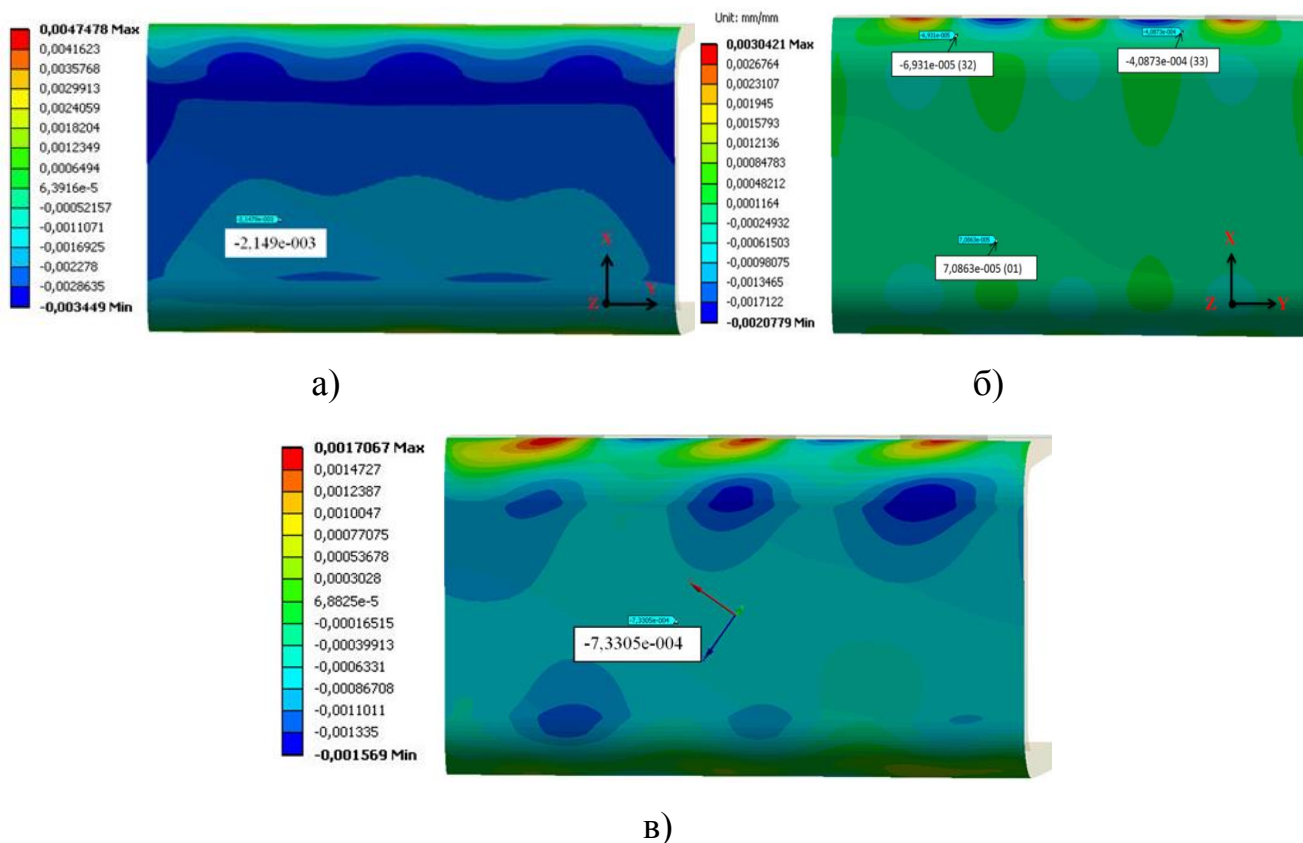


Рисунок 4.28 – Поля осевых ϵ_x (а), кольцевых ϵ_y (б) деформаций и деформаций ϵ_{x45° (в) на поверхности сегмента шпангоута при перемещении 1,3 мм при втором типе испытаний

Таблица 4.3 – Сравнение расчетных и экспериментальных (данные ВОД) деформаций на поверхности сегмента шпангоута при втором испытании

Параметры	Кольцевое направление			Под углом 45° к осевому направлению	Осевое направление
	01	32	33	11	22
Обозначение датчика	01	32	33	11	22
Деформации по показаниям ВОД*10 ⁻³ .	0,0716	-0,0708	-0,400	-0,0783	-0,9037
Расчетные значения деформаций*10 ⁻³ .	0,0708	-0,0693	-0,409	-0,733	-2,149
Отклонение, %	1,12	2,12	2,25	836,14	137,69

Погрешность интеррогатора $\pm 4 \cdot 10^{-5}$

Анализ таблицы 4.3 показал, что расчетные значения кольцевых деформаций ($7,16 \cdot 10^{-5}$, $7,08 \cdot 10^{-5}$, $40,0 \cdot 10^{-5}$) отличаются от показаний датчиков «01», «32», «33» не более чем на 2,3%. Показания осевого датчика «22» и датчика «11», расположенного под углом 45° (рисунок 4.18), существенно (в разы) отличаются от расчётных значений. Можно предположить, что полученные отличия вызваны отличием уровня момента, отгибающего фланец, вследствие отличия расположения центров крепежных отверстий в модели и натурном образце. Точная причина выявленных отклонений будет предметом дальнейших исследований.

Таким образом, в результате экспериментальных исследований определены запасы прочности шпангоута при характерном виде деформирования - отгибе фланца. Апробирован новый метод измерения деформаций композитной конструкции с помощью системы волоконно-оптических датчиков. Система ВОД, наклеенная на поверхность исследуемой конструкции из ПКМ, регистрирует изменения деформированного состояния - скачки на графиках сигналов ВОД, соответствующие образованию расслоений в композиционном материале. По результатам сравнения расчетных и экспериментальных оценок прочности, значений интегральных усилий и перемещений, показавших хорошее совпадение результатов (отличие 12%) при первом типе испытаний и удовлетворительное (отличие 18,7%) во втором типе испытаний, верифицирована математическая модель шпангоута. Разработанные математические модели шпангоута из ПКМ позволяют с до-

статочной точностью прогнозировать НДС, оценивать его жесткость и прочность при различных вариантах нагружения.

Выводы по главе

1. В четвертой главе диссертационной работы представлены результаты изготовления методом пропитки под давлением опытного образца шпангоута из углепластика со схемой армирования $[0^0/90^0/45^0/-45^0]$ и его сегментов для проведения механических испытаний.

2. Разработаны методики экспериментального и расчетного исследования особенностей деформирования и оценки запасов прочности шпангоута из композиционных материалов. Разработанные методики включали новый метод измерения деформаций с помощью системы волоконно-оптических датчиков.

3. По результатам экспериментальных и расчетных исследований опытного натурального образца шпангоута из углепластика определена его жесткость при характерном виде деформирования – изгибе из плоскости и определены его запасы прочности при характерном виде разрушения – расслоения вследствие отгиба фланца. По результатам сравнения расчетных и экспериментальных данных проведена верификация разработанных математических моделей шпангоута и его сегмента, основанных на решении задач МДТТ в оболочечной и трехмерной постановках.

4. Апробирована система волоконно-оптических датчиков (ВОД) и разработанный в НОЦ АКТ ПНИПУ программно-аппаратный комплекс регистрации и расшифровки сигналов ВОД для определения деформаций композитной конструкции при лабораторных испытаниях. Система ВОД, наклеенная на поверхность исследуемой конструкции из ПКМ, регистрирует изменения деформированного состояния - скачки на графиках сигналов ВОД, соответствующие образованию расслоений в композиционном материале. Систему ВОД и программно-аппаратный комплекс можно рекомендовать для дальнейшего использования при разработке новых методик испытаний конструкций из композиционных материалов, в том числе для создания системы мониторинга состояния изделия.

5. Конструкция шпангоута с выбранной схемой армирования соответствует требуемым запасам прочности и жесткости, разработанные методики испытаний позволяют оценить его основные деформационные и прочностные характеристики, а разработанные математические модели позволяют с достаточной точностью прогнозировать механическое поведение шпангоута при различных нагрузках.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе представлено решение важной научно-технической задачи исследования особенностей деформирования, разрушения и разработки методик расчета НДС, выбора рациональной схемы армирования и экспериментального подтверждения работоспособности шпангоута авиационного двигателя из композиционных материалов при эксплуатационных нагрузках и получены следующие основные результаты:

1. Проведен анализ типовых конструктивных вариантов и условий нагружения силовых шпангоутов для узлов авиационной и ракетной техники, показано, что особенностью деформирования шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя является изгиб из плоскости под действием высоких осевых нагрузок. Применение композиционных материалов в конструкции шпангоута при сохранении геометрических размеров, жесткости и прочности позволяет снизить массу в 3 раза.

2. Проведен сравнительный анализ механических свойств, выбраны перспективные композиционные материалы и схемы армирования, обеспечивающие требуемые деформационные характеристики и запасы прочности исследуемой конструкции шпангоута при заданных вариантах эксплуатационных нагрузок: текстильный равнопрочный среднемодульный и однонаправленный высококомодульный углепластик.

3. Сформулирована постановка задачи механики деформируемого твердого тела и разработаны математические модели для расчета напряженно-деформированного состояния, оценки прочности и жесткости шпангоута из полимерных композиционных материалов.

4. Проведен расчет, сравнительный анализ напряженно-деформированного состояния и получены оценки запасов прочности шпангоутов из титанового сплава и из композиционных материалов с различными схемами армирования при эксплуатационных нагрузках; по результатам анализа выбрана схема армирования композитного шпангоута, обеспечивающая жесткость и запас прочности, эквивалентные титановому прототипу. Показано, что для повышения жесткости шпангоута при его

изгибе из плоскости и отгибе фланца в технологических схемах необходимо использовать армирование высокомодульным углепластиком с углами $\pm 45^\circ$ или $\pm 25^\circ$, кольцевое армирование (90°) является менее эффективным.

5. Разработаны методики экспериментального и расчетного исследования особенностей деформирования и разрушения, опытных образцов и сегментов шпангоута из полимерных композиционных материалов. По результатам исследований опытного образца углепластикового шпангоута определена его жесткость при характерном виде деформирования – изгибе из плоскости и его запасы прочности при характерном виде разрушения – расслоение при отгибе фланца. По результатам сравнения расчетных и экспериментальных данных проведена верификация разработанных математических моделей шпангоута и его сегмента.

6. Апробирована система волоконно-оптических датчиков и программно-аппаратный комплекс регистрации и расшифровки сигналов ВОД для определения деформаций композитной конструкции при механических испытаниях. Показано, что система ВОД на поверхности конструкции, регистрирует изменения деформированного состояния при появлении расслоений в композиционном материале. Систему волоконно-оптических датчиков и программно-аппаратный комплекс можно рекомендовать для дальнейшего использования при испытаниях конструкций из композиционных материалов.

7. Конструкция шпангоута с выбранной схемой армирования обладает запасам прочности и жесткости эквивалентными шпангоуту из титанового сплава, разработанные методики испытаний позволяют оценить его основные деформационные и прочностные характеристики, а разработанные математические модели позволяют с достаточной точностью прогнозировать механическое поведение шпангоута при эксплуатационных нагрузках.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Каримбаев Т.Д. Создание деталей и узлов авиационных двигателей с применением композиционных материалов на основе инновационных решений. Вестник УГАТУ, [S.1.], v. 23, n. 2 (84), p. 33-43, июль 2019. ISSN 1992-6502.
2. Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С., Третьяков А.А. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2014. – № 4. – С. 5–44. DOI: 10.15593/perm.mech/ 2014.4.01.
3. Гагауз Ф.М. Проблемы технологии формирования соединительных узлов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сборник научных трудов. ХАИ. – 2012. – № 4 (72). – С. 15-20.
4. Гринев М.А., Аношкин А.Н., Писарев П.В., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С. Компьютерное моделирование механического поведения композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2015. – № 3. – С. 38–51. DOI: 10.15593/perm.mech/ 2015.3.04.
5. Интернет ресурс: <http://pzmash.ru/offers/products/the-pd-14-engine/engine-pd-14/>. Проверено 30.09.2021
6. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей / Перм. гос. техн. ун-т. Пермь, 1998. С. 101.
7. Абовский Н.П., Андреев Н.П., Деруга А.П. Вариационные принципы теории упругости и теории оболочек. – М.: Наука, 1978. – 287 с.
8. Димитриенко Ю.И., Юрин Ю.В., Федонюк Н.Н. Численное моделирование деформирования и прочности трехслойных композитных конструкций с дефектами. Математическое моделирование и численные методы, 2016, № 3 (11), с. 3-23.
9. Бакулин В.Н., Гусев Е.Л., Марков В.Г. Методы оптимального проектирования и расчета композиционных конструкций. М.: Наука-Физматлит, 2008. 277 с.

10. Зиновьев П.А., Смердов А.А. Оптимальное проектирование композитных материалов: Учебное пособие по курсу "Проектирование композитных конструкций. Ч. II". - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. - 103 с
11. Сапожников С.Б., Буслаева О.С.; Оценка прочности композитных материалов при наличии концентраторов напряжений. Учеб. пособие; М-во общ. и проф. образования Рос. Федерации. Юж.-Ур. гос. ун-т. Каф. прикладной механики, динамики и прочности машин. - Челябинск : Изд-во ЮУрГУ, 1999. - 51, ISBN 5-696-01282-5
12. Паймушин В.Н. К проблеме расчета пластин и оболочек со сложным контуром. - "Прикл.механика", т. 16, №4, 1980, с.63-70.
13. Алфутов Н.А. Основы расчета на устойчивость упругих систем. М.: Машиностроение, 1978. - 312 с.
14. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1984. -264 с.
15. Болотин В. В. Межслойное разрушение композитов при комбинированном нагружении // Механика композитных материалов. – 1988. – № 3. – С. 410-418.
16. Болотин В.В. О динамическом распространении трещин // Прикладная математика и механика. – 1992. – Т. 56. – № 1– С. 150-162.
17. Бохоева Л.А. Особенности расчета на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами. Улан-Удэ: ВСГТУ, 2007. – С. 192.
18. Бунаков В.А. Оптимальное проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек // Механика конструкций из композиционных материалов. 1992. - №21. - С. 100-103.
19. Ванин Г.А. Микромеханика композиционных материалов. Киев: "Наукова думка", 1985.-304 с.
20. Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др. Композиционные материалы. Справочник.-М.: Машиностроение, 1990, -512 с.

21. Вильдеман В.Э., Соколкин Ю.В., Ташкинов А.А., Механика неупругого деформирования и разрушения композиционных материалов. М.: Физматлит, 1997.- 288с.

21. Вильдеман В.Э., Соколкин Ю.В., Ташкинов А.А., Прогнозирование неупругого деформирования и разрушения слоистых композитов // Механика композитных материалов. – 1992. - № 3. – С. 315-323.

22. Доан Чак Луат, Лурье С.А., Дудченко А.А. Моделирование деградации свойств композита при растрескивании и расслоении при статическом и циклическом нагружении // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2008. – Т 14. – № 4. – С. 623-637.

23. Качанов Л.М. Основы теории пластичности. – М.: Наука, 1969. – 421.

24. Лехницкий С.Г. Теория упругого анизотропного тела. М.: Наука, 1977. - 415 с.

25. Лозицкий Л.П. [и др.]. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Воздушный транспорт, 1992.

26. Малмейстер А.К., Тамуж В.П., Тетере Г.А, Соппротивление полимерных и композитных материалов. Рига, "Зинатне", 1980, 571 с.

27. Победря Б.Е. Принципы вычислительной механики композитов // Механика композиционных материалов. 1996. - Т.32, №6. - С. 720746.

28. Рикардс Р.Б. Метод конечных элементов в теории оболочек и пластин. - Рига: Зинантне, 1988. 284 с.

29. Скудра А.М., Булавс Ф.Я., Роценс К.А. Ползучесть и статическая усталость армированных пластиков. Рига: Зинатне, 1971. – 238 с.

30. Скудра А.М., Булавс Ф.Я. Прочность армированных пластиков. М.: Химия, 1982. – 216 с.

31. Тарнопольский Ю.М. Расслоение сжимаемых стержней из композитов // Разрушение композитных материалов.– 1979. – С. 160 – 166.

32. Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С., Третьяков А.А. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямля-

ющего аппарата авиационного двигателя // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2014. – № 4. – С. 5–44. doi: 10.15593/perm.mech/2014.4.01.

33. Трошин В.П. Влияние продольного расслоения в слоистой цилиндрической оболочке на величину критического внешнего давления// Механика композитных материалов. – 1982. – № 5. – С. 838 – 842.

34. Трошин В.П. К устойчивости цилиндрических оболочек с расслоениями // Механика композитных материалов. –1981. – № 4. – С. 729 – 731.

35. Bolotin V.V. Delaminations in composite structures: its origin, buckling, growth and stability // Composites Part B: Engineering. – 1996. – Vol. 27, No. 2. – pp. 129–145. DOI:10.1016/1359-8368(95)00035-6

36. Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in laminates // Journal Applied Mechanics. – 1983. – Vol. 50, No 1. – pp. 184 – 189. DOI:10.1115/1.3166988

37. Camanho P.P., Davila C. G., Pinho S. T. Fracture analysis of composite co-cured structural joints using decohesion elements // Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. – 2004. – Vol. 27, No. 9. – pp. 745–757. DOI: 10.1111/j.1460-2695.2004.00695.x

38. Chai H., Babcock C.D. Two-dimensional modeling of compressive failure in delaminated laminates // Journal of Composite materials. – 1985. – Vol. 19, No. 1. – pp. 67–91. DOI: 10.1177/002199838501900105.

39. Chai H., Babcock C.D., Knauss W.G. One dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling // International Journal of Solids and Structures. – 1981. – Vol. 27, No. 11. – pp. 1069–1083. DOI:10.1016/0020-7683(81)90014-7

40. Jian Li. Flange delamination prediction in composite structures with ply waviness // AIAA Journal. – 2000. – № 5. – Vol. 38 – pp. 893–897. DOI: 10.2514/2.1044

41. McElroy M., Leone F., Ratcliffe J. Simulation of delamination-migration and core crushing in a CFRP sandwich structure // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2015. – Vol. 79. – pp. 192–202. DOI:10.1016/j.compositesa.2015.08.026

42. Mikulik Z, Kelly DW, Prusty BG, Thomson RS. Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology // Composite Structures. – 2008. – Vol. 85, No. 3. – pp. 233–244. DOI:10.1016/j.compstruct.2007.10.027

43. Muc A, Stawiarski A. Identification of damages in composite multilayered cylindrical panels with delaminations // Composite Structures. – 2012. – Vol. 94, No. 5. – pp. 1871–1879. DOI:10.1016/j.compstruct.2011.11.026

44. Saad A., Echchelh A., Hattabi M., El Ganaoui M. Numerical simulation of thickness variation effect on resin transfer molding process // Journal of Polymer composites. – 2012. – Vol. 33, No. 1. – pp. 10–21. doi: 10.1002/pc.21226

45. Senthil K., Arockiarajan A., Palaninathan R., Santhosh B., Usha K.M. Defects in composite structures: Its effects and prediction methods – A comprehensive review // Composite Structures. – 2013. – Vol. 106. – pp. 139–149. doi:10.1016/j.compstruct.2013.06.008

46. Stator vane for 3d composite blower. Patent No.: US20110110787 A1. Olivier Belmonte, Jean Noel Mahieu, Xavier Millier. Snecma, 2011.

47. Мазин А.П., Голева О.С. Расчет на прочность шпангоутов: методические указания к выполнению самостоятельных работ по дисциплине «Прочность конструкций» Оренбургский гос. ун-т.- Оренбург: ОГУ, 2010.-81 с.

48. Болдырев А.В., Комаров В.А., Автоматизированное проектирование силовых шпангоутов: методические указания Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.-40 с.

49. Войт Е.С., [и др.] Проектирование конструкций самолетов. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.

50. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб. Для вузов, М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 516 с

51. Интернет ресурс: <http://eskulaga.narod.ru/vupusk5.htm> Проверено 30.09.2021

52. Интернет ресурс: <https://sdelanounas.ru/blogs/64570>. Проверено 30.09.2021
53. Интернет ресурс: https://www.uacrussia.ru/ru/press-center/news/total_square/v-ao-aviastar-sp-izgotovlen-podkilevoy-otsek-ms-21. Проверено 30.09.2021
54. Интернет ресурс: <https://omsk17d.livejournal.com/225023.html> Проверено 30.09.2021
55. Л.Н. Лавров и др. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
56. Шпангоут и его изготовление. Патент № 2553531. Андреас Л. ФАСС АГ, 2010.
57. Шпангоут летательного аппарата и способ его изготовления. Патент № 0002545218. Пина Лопес Х.М., Вера Вильерес Э. Пина Лопес Х.М., Вера Вильерес Э., EhRBjuS OPERAS'ON, 27.03.2015
58. Шпангоут летательного аппарата из композиционного материала. Патент № 0002595207. Санчес Перес М., Кабеса Уэртас Х., Вера Вильерес Э., Аревало Родригес Э., Муньос Лопес М.П. Санчес Перес М., Кабеса Уэртас Х., Вера Вильерес Э., Аревало Родригес Э., Муньос Лопес М.П. 2016.
59. Шпангоут из композиционного материала и фюзеляж летательного аппарата с таким шпангоутом. Марковски А. Буше Э. Сула Д. Эльдюаян М. EhRBjuS OPERAS'ON, 2008.
60. Постнова М.В., Постнов В. И. Опыт развития безавтоклавных методов формования ПКМ [Электронный документ] // Труды ВИАМ. – 2014. – № 4. (<http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/660.pdf>). Проверено 30.09.2021
61. Интернет ресурс: <https://compositesolutions.ru/equipment-supply/injection-equipment-for-rtm-and-rtm-processes-sq/description-and-distinction-of-the-technology-rtm-rtm-and-sq.html> Проверено 30.09.2021
62. A. Shojaeia. A numerical study of filling process through multilayer preforms in resin injection/compression molding // Composites Science and Technology. – 2006. –Vol. 66, No.11–12. – pp. 1546–1557. doi:10.1016/j.compscitech.2005.11.035

63. C.D. Rudd, A.C. Long, K.N. Kendall, C. Mangin. Liquid moulding technologies - resin transfer moulding, structural reaction injection moulding and related processing techniques, Woodhead Publishing Ltd., Abington, England, 1997.

64. Chang C.Y., Shih M. S. Numerical simulation on the void distribution in the fiber mats during the filling stage of RTM // Journal of reinforced plastics and composite. – 2003. – Vol. 22, No. 16. – pp. 1437-1454. doi: 10.1177/073168403027992

65 Laxalde D.,¹ Thouverez F., Sinou J.-J., Lombard J.-P., Baumhauer S. Mistuning Identification and Model Updating of an Industrial Blisk. International Journal of Rotating Machinery.V.2007. Hindawi Publishing Corp. Article ID 17289. -10 p.

66. M.L. Herring , J.I. Mardel, B.L. Fox. The effect of material selection and manufacturing process on the surface finish of carbon fibre composites // Journal of Materials Processing Technology. – 2010. – Vol. 210, No. 6–7. – pp. 926–940. doi:10.1016/j.jmatprotec.2010.02.005

67. N.K. Naik, M. Sirisha, A. Inani. Permeability characterization of polymer matrix composites by RTM/VARTM // Progress in Aerospace Sciences. – 2014. – Vol. 65. – pp. 22–40. doi:10.1016/j.paerosci.2013.09.002

68. S. Blecherman, T. N. Stankunas. Composite fan exit guide vanes for high bypass ratio gas turbine engines // Journal of Aircraft. – 1982. – Vol. 19, №. 12, – pp. 1032-1037. doi: 10.2514/3.44808.

69. S. Laurenzi, A. Grilli, M. Pinna, F. De Nicola, G. Cattaneo, M. Marchetti. Process simulation for a large composite aeronautic beam by resin transfer molding // Composites Part B: Engineering. – 2014. – Vol. 57. – pp. 47–55. doi:10.1016/j.compositesb.2013.09.039

70. Z.-R.Chen, L. Ye, M. Lu. Permeability predictions for woven fabric preforms // Journal of Composite Materials. – 2010. – Vol. 44, No. 13. – pp. 1569-1586. doi: 10.1177/0021998309355888

71. Душин М.И., Хрульков А.В., Мухаметов Р.Р. Выбор технологических параметров автоклавного формования деталей из полимерных композиционных материалов //Авиационные материалы и технологии. – 2011. – №3. – С. 20–26.

72. Краснов Л.Л., Кирина З. В., Елисеев О. А. Особенности формования пресс-волокнита на основе модифицированного фенолформальдегидного связующего [Электронный документ] // Труды ВИАМ. – 2014. – № 8. (http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=696). Проверено 30.09.2021.

73. A. Lystrup, T. L. Andersen. Autoclave consolidation of fibre composites with a high temperature thermoplastic matrix // *Journal of Materials Processing Technology*. – 1998. – Vol. 77, No. 1–3. – pp. 80–85. doi:10.1016/S0924-0136(97)00398-1.

74. Belov E.B., Lomov S.V., Verpoest I., Peters T., Roose D., Parnas R.S, Hoes K., Sol H. Modelling of permeability of textile reinforcements: Lattice Boltzmann method // *Composites Science and Technology*. – 2004. – Vol. 64. – pp. 1069-1080. doi:10.1016/j.compscitech.2003.09.015

75. C.B. Xin, Y.Z. Gu, M. Li, J. Luo, Y.X. Li, Z.G. Zhang. Experimental and numerical study on the effect of rubber mold configuration on the compaction of composite angle laminates during autoclave processing // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2011. – Vol. 42, No. 10. – pp. 1353–1360. doi:10.1016/j.compositesa.2011.05.018.

76. D. Stefaniak, E. Kappel, T. Spröwitz, C. Hühne. Experimental identification of process parameters inducing warpage of autoclave-processed CFRP parts // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2012. – Vol. 43, No. 7. – pp. 1081–1091. doi:10.1016/j.compositesa.2012.02.013

77. Fernández I., Blas F., Frövel M. Autoclave forming of thermoplastic composite parts // *Journal of Materials Processing Technology*. – 2003. – Vol. 143–144. – pp. 266–269. doi:10.1016/S0924-0136(03)00309-1

78. G. N. Xie, J. Liu, W. H. Zang, G. Lorenzini, C. Biserni. Simulation and improvement of temperature distributions of a framed mould during the autoclave composite curing process // *Journal of Engineering Thermophysics*. – 2013. – Vol. 22, No. 1. – pp. 43-61. doi: 10.1134/S1810232813010062

79. Hubert P., Fernlund G., Poursartip A. Autoclave processing for composites. In: Advani S., Hsiao K-T. (ed). *Manufacturing techniques for polymer matrix compo-*

sites (PMCs). Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited. – 2012. – pp. 414–434. doi:10.1533/9780857096258.3.414

80. L.A. Khan, A. Nesbitt, R. J. Day. Hygrothermal degradation of 977-2A carbon/epoxy composite laminates cured in autoclave and Quickstep // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2010. – Vol. 41, No. 8. – pp. 942–953. doi:10.1016/j.compositesa.2010.03.003.

81. V. Kaushik, J. Raghavan. Experimental study of tool–part interaction during autoclave processing of thermoset polymer composite structures // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2010. – Vol. 41, No. 9. – pp. 1210–1218. doi:10.1016/j.compositesa.2010.05.003

82. X. Zeng, J. Raghavan. Role of tool-part interaction in process-induced warpage of autoclave-manufactured composite structures // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2010. – Vol. 41, No. 9. – pp. 1174–1183, doi:10.1016/j.compositesa.2010.04.017

83. Lubin G. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн.: Кн.1. Пер с англ. / Под ред. Дж. Любина М.: Машиностроение, 1988. – 448 с.

84. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А., Грицевич А.М. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей // *Механика композитных материалов*. – 1997. – Т.33, № 3. – С. 255-262. doi: 10.1007/s00158-010-0617-4.

85. Интернет ресурс: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=1467. Проверено 30.09.2021

86. Интернет ресурс: <https://cityshin.ru/non-ferrous-metals-and-alloys/mechanical-properties-of-titanium-alloys-table-titanium-and-titanium-alloys>. Проверено 30.09.2021

87. Хорев А.И. Теория и практика создания титановых сплавов для перспективных конструкций // *Технология машиностроения*. – 2007. – №12. – С. 5-13.

88. Интернет ресурс: <http://modeloni.ru/tehnologii>. Проверено 30.09.2021

89. Интернет ресурс: <https://infourok.ru/primenenie-novih-konstrukcionnih-materialov-v-grazhdanskoj-aviacii-3705865.html>. Проверено 30.09.2021

90. Интернет ресурс: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=1045. Проверено 30.09.2021
91. Интернет ресурс: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=1142. Проверено 30.09.2021
92. Интернет ресурс: <https://mccfc.com/pitch-fiber/>. Проверено 30.09.2021
93. Интернет ресурс: https://www.900gpa.com/en/product/fiber/CF_00D7088B15?u=metric. Проверено 30.09.2021
94. ASTM D 3039/D 3039M – 14. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
95. ASTM D 6641/D 6641M – 09. Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture.
96. Технические науки в России и за рубежом: материалы IV Междунар. науч. конф. (г. Москва, январь 2015 г.). — М.: Буки-Веди, 2015. — vi, 140 с. ISBN 978-5-4465-0596-8
97. Комков М.А., Проектирование конструкций и технологий изготовления намоткой из композиционных материалов оболочек торовых сосудов давления. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2004. №3. ISSN 0236-3941
98. Няшин Ю.И., Абатуров В.И., Чернопазов С.А., Баранов В.Ю. Влияние дефектов укладки препрега на точность изготовления слоистых конструкций рефлекторов. Тезисы докладов на 3 Всесоюзной конференции. Львов. 1991. С 231.
99. Шульгин П.В., Чернопазов С.А., Абатуров В.И., Печенов В.С. Оптимизация конструкции рефлектора из волокнистых материалов для размерной стабильности при температурных воздействиях // Серия «Технология». Конструкции из композиционных материалов 1992. №1. С 91-96.
100. Чернопазов С.А., Абатуров В.И., Проектирование технологических процессов рефлекторов СТВ из композиционных материалов. Тезисы докладов на 28 научно-технической конференции по результатам научно-исследовательских работ, выполненных в 1991-1994 гг. Пермь, ПГТУ. 1995. С 67.

101. Биткин, В.Е. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния размеростабильных композитных элементов конструкций оптических телескопов с помощью метода конечных элементов / В.Е. Биткин, О.Г. Жидкова, А.В. Денисов, А.В. Бородавин, Д.В. Митюшкина, А.В. Родионов, А.С. Нонин // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. – 2016. – Т. 20. № 4. – С. 707-729. 5.

102. Биткин, В.Е. Выбор материалов для изготовления размеростабильных несущих конструкций / В.Е. Биткин, О.Г. Жидкова, В.А. Комаров // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. – Т. 17, № 1. – С. 100-117.

103. Hollaway L.C. Handbook of Polymer Composites for Engineers, *vol 1*:eds., Woodhead Publishing, 1983, p. 352.

104. Смердов А. А. Местная устойчивость и оптимизация трехслойных цилиндрических оболочек с армированными обшивками и легким наполнителем при осевом сжатии // Расчет тонкостенных оболочечных конструкций - М Изд-во МВТУ им. Н.Э.Баумана, 1987-С 13-23

105. Смердов А.А. Оптимальное проектирование оболочек как задача математического программирования // Машиностроение Энциклопедия/ Под ред. К.С. Колесникова – М. Машиностроение, 1995-Т 1-3, кн. 2 – С 233-240

106. Black S. Getting to know “Black Aluminum” [Электронный документ] // Modern Machine Shop. – 2008. (<https://www.mmsonline.com/articles/getting-to-know-black-aluminum>). Проверено 30.09.2021

107. Горбаткина Ю.А. Адгезионная прочность в системах полимерволокно. М.: Химия, 1987, 192 с.

108. Интернет ресурс: <https://viam.ru/binder>. Проверено 30.09.2021

109. Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Пеленев К.А., Писарев П.В., Шипунов Г.С. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния композитного шпангоута авиационного назначения для разработки методики контроля с

применением волоконно-оптических датчиков// Вестник ПНИПУ. Механика–2018. – № 4. – С. 47-57. DOI: 10.15593/perm.mech/2018.4.04

110. Anoshkin A.N., KavaleroV B. V., Osokin V.M., Pelenev K.A., Tretyakov A.A. Experimental-Theoretical Study of Mechanical Behavior of Polymer Composite Construction When Developing a Method of Reliable Detection of Defects by Micro-focus Radiography// AIP Conference Proceedings 2053, 030002 (2018); <https://doi.org/10.1063/1.5084363>

111. G. S. Shipunov, A. A. Voronkov, K. A. Pelenev, and K. N. Shestakova Calculation and experimental study of the stress-strain state of the power frame of an aviation engine equipped with fiber optic sensors// AIP Conference Proceedings 2053, 040091 (2018); <https://doi.org/10.1063/1.5084529>

112. Потрахов Н.Н., Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Осокин В.М., Писарев П.В., Пеленев К.А. Расчетно-экспериментальная оценка прочности сегмента композитного шпангоута с применением метода in-situ рентгеновского контроля // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2017. – № 1. – С. 118–133. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.08

113. Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Осокин В.М., Пеленев К.А., Третьяков А.А. Исследование механического поведения композитной конструкции при разработке методики достоверного выявления дефектов рентгенографическим методом неразрушающего контроля// Математическое моделирование в естественных науках. 2017. Т. 1. С. 169-172.

114. Шипунов Г.С., Воронков А.А., Пеленев К.А., Шестакова К.Н. Расчетно-экспериментальные исследования напряженно-деформированного состояния силового шпангоута авиационной двигательной установки оснащенного волоконно-оптическими датчиками// В сборнике: механика, ресурс и диагностика материалов и конструкций. XII международная конференция : Сборник материалов. 2018. С. 448.

115. Аношкин А.Н., Осокин В.М., Пеленев К.А. Прогнозирование работоспособности кольцевой балки п-образного профиля авиационного двигателя, вы-

полненной из полимерных композиционных материалов// *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*. 2019. Т. 2. С. 13-16.

116. Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С., Третьяков А.А. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя // *Вестник ПНИПУ. Механика*. – 2014. – № 4. – С. 5–44. doi: 10.15593/perm.mech/ 2014.4.01.

117. Cárdenas, D., Escárpita, A.A., Elizalde, H., Aguirre, J.J., Ahuett, H., Marzocca, P., Probst, O. Numerical validation of a finite element thin-walled beam model of a composite wind turbine blade// (2012) *Wind Energy*, 15 (2), pp. 203-223.

118. Макаров Е.Г. *Mathcad: учебный курс*. – СПб: Питер, 2009. – 374 с.

119. Гурский Д.А., Турбина Е.С. *Вычисления в Mathcad 12*. – СПб.: Питер. 2006. – 544 с.

120. Гурский Д.А., Турбина Е.С. *Mathcad для студентов и школьников. Популярный самоучитель*. – СПб.: Питер. 2005. – 400 с.

121. Котов А.Г. *САПР изделий из композиционных материалов. Моделирование процессов деформирования и разрушения в среде ANSYS*, Пермь: ПГТУ, 2008. - 349 с.

122. Интернет ресурс: https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SHELL181.html. Проверено 30.09.2021

123. Cormier N. G., Smallwood B. S., Sinclair G. B., Meda G. Aggressive sub-modelling of stress concentrations. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, v. 46, 1999, pp. 889-909.

124. WANG Hao, LI AiQun, GUO Tong & MA Shuang. Accurate stress analysis on rigid central buckle of long-span suspension bridges based on submodel method. *Sci. China Ser. E-Tech Sci.*, vol. 52, No. 4, 2009, pp. 1019-1026. doi: 10.1007/s11431-009-0070-z

125. Интернет ресурс: <https://www.yumpu.com/en/document/read/7799750/mechanical-apdl-advanced-analysis-techniques-guide-ansys>. Проверено 30.09.2021

126. ANSYS, Inc, *Academic Research Mechanical, Release 16.0, Help System, Submodel- ing*, 2015.

127. Hashin, Z., Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites, *Journal of Applied Mechanics*. – 1980. - Т. 47, -С. 329–334.

128. Farrar C. R. and Worden K., “An introduction to structural health monitoring” *Philos. Trans. A. Math. Phys. Eng. Sci.*, vol. 365, no. 1851, pp. 303–315, 2007 DOI: 10.3390/s131216551.

129. Diamanti K. and Soutis C., “Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures,” *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 46, no. 8, pp. 342–352, 2010.

130. Braga D. F. O., Tavares S. M. O., Da Silva L. F. M., Moreira P. M. G. P., and De Castro P. M. S. T., “Advanced design for lightweight structures: Review and prospects,” *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 69, pp. 29–39, 2014. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.03.003

131. Majumder M., Gangopadhyay T. K., Chakraborty A. K., Dasgupta K., and Bhattacharya D. K., “Fibre Bragg gratings in structural health monitoring - Present status and applications,” *Sensors and Actuators a-Physical*, vol. 147, no. 1, pp. 150–164, 2008. DOI: 10.1016/j.sna.2008.04.008

132. Makhsidov M., V., Fedotov, M., Shiyonok, A., Zuev, “For an issue of embedded optical fibre in CFRP and strain measurement with fibre Bragg gratings sensors,” *J. Compos. Mech. Des.*, vol. 20, no. 4, pp. 568–574, 2014.

133. Интернет ресурс: <https://lumpics.ru/moving-average-in-excel>. Проверено 30.09.2021

134. Voronkov A.A., Anoshkin A.N., Nikhamkin M.A., Shipunov G.S., Nikiforov A.S. Registration of dynamic deformations of a composite material by fiber-optic sensors. // *AIP Conference Proceedings*. 2020. P. 1–6.

135. Аношкин А.Н., Воронков А.А., Кошелева Н.А., Матвеев В.П., Сероваев Г.С., Спаскова Е.М., Шардаков И.Н., Шипунов Г.С. Измерение неоднородных полей деформаций встроенными в полимерный композиционный материал волоконно-оптическими датчиками. *Известия Российской академии наук. Механика твердого тела*. 2016. № 5. С. 42-51.

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования

«Пермский национальный исследовательский политехнический университет»

УТВЕРЖДАЮ

Зам. генерального конструктора –
главному конструктору семейства
двигателей ПД

АО «ОДК-Авиадвигатель»

 И.В. Максимов

« 19 » 10 2021

УТВЕРЖДАЮ

И.о. проректора по науке и инновациям

ПНИПУ

д.т.н. профессор



 В.Н. Коротаев

« 15 » 10 2021

АКТ

внедрения результатов диссертационного исследования

Результаты диссертационного исследования Пеленева Константина Александровича «Напряженно-деформированное состояние и прочность шпангоута авиационного двигателя из полимерных композиционных материалов», выполненного в ФГАОУ ВО «Пермский национальный исследовательский университет», внедрены и используются в АО «ОДК-Авиадвигатель» при разработке и создании конструкции шпангоута реверсивного устройства авиационного двигателя ПД-14.

Начальник ОТД. 205

 А.П. Ведерников

« 19 » 10 2021


Соискатель ученой степени

кандидата технических наук

 К.А. Пеленев

« 15 » 10 2021

Заместитель начальника ОТД. 205

 М.А. Гринев

« 19 » 10 2021

Научный руководитель:

д.т.н., профессор

 А.Н. Аношкин

« 15 » 10 2021