

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»
МАИ (НИУ)

На правах рукописи



Маскайкина Анна Александровна

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ РАСЧЕТА СТЫКОВЫХ МЕТАЛЛО-
КОМПОЗИТНЫХ УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ НА
ПРОЧНОСТЬ С УЧЕТОМ РЕСУРСА**

Специальность 2.5.14.

«Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Дудченко Александр Александрович

Москва – 2022

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1 ОБЗОРНО – АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ	11
1.1 Обзор литературы по вопросу накопления повреждения.....	11
1.2 Обзор литературы по вопросу ресурса конструкции	27
1.3 Постановка задач исследования	28
1.4 Заключение по главе 1	29
ГЛАВА 2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ СТЫКА СОЕДИНЕНИЯ	30
2.1 Методика проектирования оптимальной длины стыка соединения.....	30
2.2 Пример расчета узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолёта	36
2.3 Пример расчета стыка крыла с центропланом.....	53
2.4 Заключение по главе 2	56
ГЛАВА 3 МЕТОДИКА РАСЧЕТА НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ЗОНАХ СТЫКА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ	57
3.1 Методика расчета накопления повреждений	57
3.2 Пример расчета металло-композитного соединения узла крепления вертолётной лопасти с учетом деградации свойств материала.....	62
3.3 Пример расчета стыка консоли крыла с центропланом с учетом деградации свойств материала	65
3.4 Заключение по главе 3	73
ГЛАВА 4 ОЦЕНКА РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	75
4.1 Определение ресурса конструкции на примере узла крепления вертолетной лопасти	75
4.1.1 Определение срока службы лопасти по условиям выносливости.....	76
4.1.2 Исходные данные для расчета ресурса вертолетной лопасти.....	77
4.1.3 Результаты расчета и усталостной долговечности типовой лопасти вертолета	79
4.2 Оценка несущей способности композиционной конструкции с учетом роста поврежденности	86
4.3 Заключение по главе 4	90

ГЛАВА 5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В КОМПОЗИТНЫХ СОЕДИНЕНИЯХ	92
5.1 Испытания элементов конструкции	92
5.2 Испытания для определения характеристик материала образцов	97
5.3 Результаты статических испытаний композитных и металло-композитных соединений	104
5.4 Испытания образцов на усталость	112
5.5 Результаты испытаний для композитных соединений	119
5.6 Сравнение результатов эксперимента с результатами, полученными с помощью теоретического расчета	123
5.7 Заключение по главе 5	130
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	132
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	135
ПРИЛОЖЕНИЕ 1 Результаты испытаний образцов	147
ПРИЛОЖЕНИЕ 2 АКТ ВНЕДРЕНИЯ	154

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

В процессе эксплуатации композиционных материалов наблюдается снижение таких основных механических свойств, как жесткость и прочность, ввиду возможного разрушения связующего в слоях. Развитие повреждений в армированном волокном композите является очень сложным процессом из-за неоднородности и анизотропии. Поскольку соединения являются одним из слабых звеньев в конструкциях летательных аппаратов, при проектировании соединений им следует уделять наибольшее внимание. Отказы в работе соединений могут происходить по различным причинам, например, монтажные напряжения, концентрации напряжений, технологические отклонения, которые влияют на прочность болтовых соединений. Данное исследование направлено на получение оптимального узла стыка, позволяющего обеспечить безопасную работу конструкции в течение заданного срока службы. Важным вопросом, рассмотренным в ходе работы, является прогнозирование ресурса конструктивных узлов при циклическом нагружении. Так как определение ресурса конструкций напрямую связано с накоплением необратимых повреждений в деталях и узлах авиационных конструкций.

Актуальность проведенного исследования заключается в повышении усталостной долговечности и ресурса авиационных композитных конструкций за счет создания оптимальных стыковых узлов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90122.

Степень разработанности темы исследования

В настоящее время выполняется большое количество исследований и проектных работ по созданию моделей материала с учетом изменения жесткостных и прочностных характеристик композитных конструкций. Проблема описания механических характеристик композиционных материалов в реальных конструкциях является актуальной, так как при действии статических и

циклических нагрузок напряженное состояние может вносить изменения в свойства композитов.

Теоретическими и экспериментальными исследованиями в области механики разрушения композитных конструкций занимались: Васильев В.В., Гузь А.Н., Дудченко А.А., Лурье С.А., Мовчан А.А., Овчинский А.С., Ромалис Н.Б., Тамуж В.П. и др.

Несмотря на большое количество исследований, остаются неисследованные области в вопросах ресурса и накопления повреждений в композиционных конструкциях, обусловленных неоднородной структурой материала.

Цель диссертации

Разработка методов расчета стыковых металло-композитных узлов авиационных конструкций на прочность с учетом ресурса.

Получение алгоритма расчета накоплений повреждений, влияющих на прочностные характеристики металло-композитных узлов в авиационных конструкциях, который позволит обеспечить надежность и ресурс работы конструкции.

Задачи работы, решаемые для достижения поставленной цели:

1. Проектирование оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах.
2. Оптимизация зоны болтового соединения на примере несущего винта лопасти вертолѐта и стыка крыла с центропланом;
3. Проведение расчета усталостной долговечности материалов вертолетной лопасти и крепежных болтов;
4. Моделирование деградации свойств однонаправленных, слоистых композитов и прогнозирование изменения их характеристик с ростом поврежденности при циклическом нагружении.
5. Исследование несущей способности конструкций.

6. Проведение экспериментального исследования соединений на композиционных образцах.

Объект исследования – зоны узлов стыка авиационных конструкций.

Предмет исследования – накопление повреждений, возникающих вследствие длительной эксплуатации авиационных конструкций, которые влияют на механические характеристики композиционного материала.

Научная новизна

1. Построен уточненный расчетный алгоритм для получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине стыка в соединительных болтах.
2. Разработана методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета.
3. Разработана методика оценки несущей способности зоны стыка авиационных конструкций.

Теоретическая значимость работы определяется проектированием оптимальных соединений и определением их ресурса.

Практическая значимость работы

Результаты исследования имеют большое значение для оптимизации узлов стыка и повышения ресурса авиационных конструкций.

Методология и методы исследования

Методология исследования основана на исследовании напряжённо-деформированного состояния конструкций авиационных композитных и металло-композитных узлов, определении характеристик композиционных материалов с учетом деградации свойств и подтверждении расчетов экспериментом.

В качестве **методов исследования** использовались вариационные принципы, которые позволили найти оптимальную длину стыка и обеспечили постоянное распределение нагрузки по длине стыка.

При рассмотрении процесса накопления повреждений использовалась уточненная методика микромеханической модели для нахождения количества повреждений в процессе циклического нагружения конструкции.

Для проверки результатов теоретического исследования использовалась математическая модель, созданная с помощью метода конечного элемента.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Уточненная расчетная методика проектирования оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки стыковых болтов, работающих на срез подлине стыка.
2. Уточненная методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета.
3. Методика оценки несущей способности зон стыка авиационных конструкций.

Степень достоверности результатов

Степень достоверности результатов подтверждается использованием математических моделей, основанных на законах механики разрушения композиционных материалов, с применением программных комплексов численного моделирования, а также сравнением результатов численных расчетов с результатами, полученными по методу конечных элементов. Теоретические исследования подтверждаются экспериментом на композиционных и металлокомпозиционных образцах.

Рекомендации по внедрению

Результаты данной работы могут применяться при оптимизации болтовых соединений и использованы на предприятиях авиационной и вертолетной промышленности, таких как в ПАО «Туполев», АО «Гражданские самолёты

Сухого», ПАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина», ОАО "Вертолеты России", а также в учебном процессе кафедры 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» МАИ.

Апробация результатов

Основные положения и результаты доложены и обсуждены

- на XXXI Международной инновационной конференции молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС-2019) (Москва, Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, 2019г)
- на 17-ой и 19-ой Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (Москва, МАИ, 2018г, 2020г),
- на XXVI Международной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых «Ломоносов» (Москва, МГУ, 2019г),
- на Международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения (Москва, МАИ, 2021г),
- на II Международной конференции «Композитные материалы и конструкции» (Москва, МАИ, 2021 года)
- на V Международном форуме «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии». (Москва, МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2022 года)

Содержание диссертации изложено в 10 публикациях, в том числе: 4 статьи в журналах из Перечня ВАК РФ; 1 статья в материалах конференции, индексируемых международной базой SCOPUS и 5 тезисов докладов по материалам международных конференций.

Личный вклад автора состоит в уточнении и развитии методики расчета накопления повреждений и ресурса в стыковых узлах, в выполнении расчётных исследований, составлении рекомендаций по оптимизации болтовых соединений авиационных конструкций, что позволяет увеличить живучесть и надежность конструкций.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, 5 глав, заключения, списка литературы и приложений с результатами испытаний и актом внедрения. Работа содержит 155 страниц, 102 рисунка, 20 таблиц. Список литературы содержит 114 наименования.

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи исследования, объект и предмет исследования, научная новизна, теоритическая и практическая значимость полученных результатов, степень достоверности, положения, выносимые на защиту, методология и методы исследования, приводятся сведения об апробации результатов работы и публикациях.

В первой главе проведено обзорно-аналитическое исследование работ по вопросам накопления повреждения и ресурсу авиационных композитных конструкций. Рассмотрены работы, посвященные экспериментальным и численным исследованиям механических болтовых соединений. Также приведена постановка задач диссертационного исследования.

Во второй главе приводится методика получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах. На примерах крепления лопасти несущего винта к металлическому переходному устройству и стыка крыла с центропланом показано применение данной методики и получение оптимальной длины стыка. Также приводятся рекомендации по оптимизации болтовых соединений.

Третья глава посвящена расчету накопления повреждения в зонах стыка авиационных конструкциях. В данной главе представлен алгоритм расчета накопления повреждений в узлах стыка на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета. С использованием данного алгоритма получены изменения модуля упругости и модуля сдвига для узлов стыка авиационных конструкций

В четвёртой главе представлены результаты расчета ресурса авиационных конструкций с учетом кривой усталостной долговечности. Для вертолетной

лопасти реальной и предлагаемой конструкции определен ресурс работы в часах. Для предполагаемой конструкции лопасти ресурс выше практически в 2 раза, чем в реальной конструкции. Это обуславливается тем, что снижается концентрация напряжений за счет уменьшения диаметра крепежа, а также становится меньше перерезание волокон, тем самым увеличивается прочность конструкции. Также в данной главе представлен методика оценки несущей способности композитной конструкции с учетом роста поврежденности, который дает прогноз длительности работы конструкции без нарушения эксплуатационных свойств. На примере конструкции узла крепления вертолетной лопасти получены поверхности прочности при различных числах циклах нагружения и изменение предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.

В пятой главе представлены результаты эксперимента болтовых соединений для композитных образцов. Эксперимент был проведен с целью исследования накопления повреждений образцов композитного соединения под действием растягивающих циклических напряжений с постоянной частотой и подтверждения методики расчета накопления повреждений в узлах авиационных конструкций.

В заключении сформулированы основные результаты по диссертационной работе и даны рекомендации по оптимизации болтовых соединений авиационных конструкций.

ГЛАВА 1 ОБЗОРНО – АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

В данной главе проведен анализ литературы по вопросу накопления повреждения, также приведена постановка задач исследования.

1.1 Обзор литературы по вопросу накопления повреждения

В настоящее время композиционные материалы активно применяются в авиа- и вертолетостроительных отраслях. Улучшаются характеристики материалов, появляется необходимость усовершенствования расчетных методов, алгоритмов, а также изучения влияния различных условий нагружения на долговечность и ресурс работы конструкции.

Развитие повреждений в армированном волокном композитном материале является очень сложным процессом из-за его неоднородности и анизотропии. Соединения являются одним из слабых звеньев в конструкциях летательных аппаратов, а поэтому при проектировании соединений следует уделять наибольшее внимание их конструкции. Отказы в работе соединений могут происходить по различным причинам, например, монтажные напряжения, концентрации напряжений, технологические отклонения, которые влияют на прочность болтовых соединений.

Проведено большое количество исследований и проектных работ по созданию моделей материала с учетом изменения жесткостных и прочностных характеристик композитных конструкций для повышения их работоспособности и ресурса, изложенных в работах [1-11].

В статье [12] представлены основные положения следующих моделей:

- модели деградации нормализованной прочности;
- модели прогрессивного усталостного повреждения;
- модели деградации нормализованной жесткости.

С использованием этих моделей сформирована процедура оценки основных характеристик усталостной прочности авиационных композитных материалов при одноосном усталостном нагружении с постоянной амплитудой.

Одним из наиболее часто встречающихся в композитах микродефектов являются трещины в трансверсальных слоях этих материалов. Также наблюдается снижение модуля упругости и модуля сдвига композиционных материалов при растрескивании поперечных слоев. Данные вопросы были рассмотрены в работах [13-18]. Процесс образования трещин в трансверсальных слоях при статическом и циклическом нагружениях композитных материалов подробно изучен в работах [19-22].

Также возможны различные способы деградации свойств и разрушения составляющих материалы в зависимости от анизотропии и от природы нагружения. Эти проблемы рассмотрены в работах [23-27].

При исследовании свойств деградации материала необходим многомасштабный подход к моделированию процесса накопления повреждения, так как на композитную структуру влияет структурный масштабный параметр [28-31].

Разница при статическом и циклическом нагружениях в процессах накопления повреждения рассмотрена в работе [32]. Установлено, что при статическом нагружении основную роль играют разрушения волокон, в то время как при циклическом расслоение (отслоение волокон от матрицы).

Процесс накопления повреждений в композитных материалах зависит от направления армирования. Согласно работам [33-34] в перекрестно-армированном стеклопластике при усталостном нагружении при числах циклов до разрушения $10^3 - 10^6$, процесс разрыва волокон является определяющим лишь для малых углов $\varphi \leq 2^\circ$. Для больших углов армирования $\varphi \leq 45^\circ$ разрушение начинается с расслоения композитного материала по краям образца, что может привести к полному разделению слоев.

В материалах с углом укладки $\pm 45^\circ$ повреждение накапливается за счет распространения микротрещин вдоль направления армирования.

При углах армирования $\varphi > 45^\circ$ не замечено заметного накопления рассеянных повреждений: появления первой микротрещины практически совпадает с общим разрушением образца.

Согласно работе [35], при четырехточечном изгибе однонаправленного композита в зависимости от марки материала и предыстории процесса механизм разрушения может заключаться в разрывах волокон, потере устойчивости сжатых волокон, трещин в матрице либо поперек волокна, либо вдоль плоскости слоя. В источнике [36] рассмотрены механизмы разрушения однонаправленного композиционного материала при сжатии. Обнаружено, что причиной разрушения является локальная потеря устойчивости.

В работе [37] установлены пять стадий процесса разрушения термопластичного композита, армированного короткими стеклянными волокнами: образование микротрещин и пустот, развитие микротрещин вдоль границы раздела волокно-матрица, образование полос сдвига матрицы, раскрытие трещин, катастрофический рост трещин.

В [38] выявлено, что при растяжении модельного однонаправленного композита с полимерной матрицей обнаружены два вида микродефектов в матрице у концов оборванных волокон:

- а) дисковидные микротрещины, плоскость которых параллельна плоскости разрушения волокна (т.е., перпендикулярна направлению растяжения);
- б) искривленные микротрещины, ориентированные под углом 45° к направлению армирования.

В работе [39] рассмотрено напряжённо-деформированное состояние болтового соединения с пластиной в упругой постановке. В ходе данного исследования определен ресурс и для материала болта построена кривая усталости.

В работе [40] исследуется образование дисковидной микротрещины в матрице, плоскость которой перпендикулярна направлению волокна, в случае обрыва волокна, имеющего высокий запас упругой энергии. В случае же малого запаса упругой энергии происходит отслоение матрицы от конца оборванного волокна. Исследование данной задачи определяет, что смена механизмов накопления повреждений зависит от соотношения между трещиностойкостью матрицы при нормальном отрыве и сдвиговой прочностью.

Механизм накопления повреждений зависит от вида напряженного состояния. В работе [41, 42] обнаружены следующие виды микродефектов при нагружении однонаправленного композиционного материала растяжением, кручением и поперечным изгибом под различными углами к направлению нагружения: 1) разрыв волокон, 2) поперечное отслоение матрицы от волокна, 3) сдвиг между матрицей и волокном вдоль волокна, 4) потеря устойчивости волокна при сжатии.

В работе [43] рассматривается расслоение вдоль прямолинейных свободных кромок слоистых композитов. Также в работе [43] представлен экспериментальный метод определения межслойного нормального напряжения в срединной плоскости слоистого композита с помощью тензодатчиков, приведено описание метода аналитического прогнозирования начала расслоения на поверхности раздела под действием нормального и касательного напряжений. В результате обнаружено, что точность прогнозирования начала расслоения снижается, когда касательные напряжения превышают нормальные; расслоение обычно происходит по той же поверхности раздела, где межслойное растягивающее напряжение достигает максимума. Также было получено, что добавление клеевого слоя, расположенного в плоскости наибольшего значения межслойного нормального напряжения σ_z^{\max} , исключает расслоение и существенно повышает прочность слоистого композита при незначительном снижении жесткости. Достоинством использования данного способа является его

использования в образцах и конструкциях, работающих как в условиях растяжения, так и при сжатии и знакопеременной нагрузки.

В работе [44] выявлено, что важным фактором, существенно влияющим на прочность образца из композиционного материала, является масштабный эффект, который представляет собою как зависимость прочности не от площади поперечного сечения, как принято для металлов, а от суммарной длины волокон в объеме образца. Также в данной работе были сделаны выводы:

- расслоение снижает концентрацию растягивающих напряжений в вершине поперечной трещины;

- чем больше относительная длина расслоения, тем меньше уровень концентрации напряжений;

- резкое снижение уровня растягивающих напряжений по сравнению с трещиной без расслоения происходит только в малой области непосредственно в вершине расслоения;

- при достижении определенного размера трещины увеличение длины расслоения не оказывает сильного влияния на поле напряжений в вершине;

- влияние граничных условий вдали от трещины на распределение напряжений в вершине расслоения существенно для расслоения большего размера.

В настоящее время усталостное разрушение силовых элементов конструкций явилось причиной авиационных происшествий с самолетами и вертолетами.

Одними из наиболее опасных мест усталостных повреждений в конструкциях являются концентраторы напряжений: стыки, зоны отверстий под люки в крыле, в хвостовой части самолета, а также области крепления несущего винта с лопастью вертолетов.

В работе [45] рассматриваются нормально нагружаемые расслоения между слоями. Приведены различные подходы рассмотрения данной задачи:

- Подход, не учитывающий параметры строения структуры и поверхности раздела;

- Подход, учитывающий параметры строения поверхности раздела.

Рассмотрено прогнозирование роста отслоения.

В работе [46] решаются задачи механики трещин.

В настоящее время поднимаются также проблемы теоретического и экспериментального исследования поведения элементов конструкций с учетом воздействия такого фактора, как агрессивная внешняя среда. В монографии [47] исследовано применение теории накопления повреждений к описанию коррозионного растрескивания.

В монографии [48] разработана модель определения эффективного размаха коэффициента интенсивности напряжений, позволяющих учитывать влияние коэффициента асимметрии цикла знакопостоянного и знакопеременного регулярного циклического нагружений на изменение скорости роста трещины.

В работе [49] предложена модель и произведен расчет долговечности и кинетики накопления повреждений в материале с учетом статического распределения перенапряжений на связях.

В работе [50] получены эффективные характеристики и произведен расчет разрушения с учетом взаимодействия трещин. Было обнаружено, что чем больше радиус трещины, тем меньше модуль упругости при одинаковых плотностях трещин при различных относительных расстояниях между трещинами. При дальнейшем росте растягивающих напряжений, близких к разрушающим, взаимодействие между трещинами приведет к большему снижению модуля упругости.

В работе [51] приводится методика расчета ресурса элементов конструкций из композиционных материалов при нерегулярных режимах нагружения.

Существуют различные подходы к рассмотрению механизмов разрушения.

Рассмотрен подход с позиции кинетической теории.

В случае, когда разрушение – длительный процесс (усталостное разрушение или разрушение под влиянием ползучести), термическая активация способствует достижению, как условий критического локального напряжения, так и состоянию энергетической неустойчивости локальных напряжений. Это происходит в связи с

тем, что чем выше температура материала, претерпевающего ползучесть, тем более низкое напряжение он может выдержать в течение определенного времени, протекающего от момента приложения нагрузки до момента окончательного разрушения. Поэтому при анализе разрушений, зависящих от времени, необходимо использовать методы статической механики, точнее, кинетические методы.

В работе [52] проведен анализ трещиностойкости слоистых структур для межслойных трещин с учетом характеристик структур (толщины слоев, углы укладки), чередование слоев в структуре и место расположения трещин в слоистой структуре, а также с учетом возможной приобретенной анизотропии. Показано, что может позволить увеличить трещиностойкость.

В работе [53] обнаружено, что с увеличением содержания волокна в композите происходит уменьшение статического предела прочности при растяжении и усталостной прочности.

В работе [54] приведены зависимости, связывающие концентрацию напряжений с усталостной прочностью и статическим пределом прочности на растяжение.

Работа [55] посвящена рассмотрению моделей, методик и показанию результатов расчета на прочность, жесткость и устойчивость элементов композитных конструкций. Также в работе получено, что при проектировании узлов соединений корпуса со смежными отсеками наиболее важным является усилие затяжки болтов и последующее определение нагрузок, действующих на элементы узла стыка при нагружении состыкованных отсеков. Отмечается, что основным силовым фактором для отсеков корпуса является изгибающий момент и поэтому при раскрытии стыка на «растянутой образующей» нейтральная линия поперечного сечения смещается в сторону «сжатой образующей», которая вследствие этого получит дополнительное сжатие, и в случае преждевременного раскрытия, может произойти нерасчетная потеря устойчивости силовой оболочки отсека на сжатой образующей.

В работах [56] рассматривается микромеханика разрушения композитных материалов, экспериментальное распространение трещин и хрупкого разрушения.

Проблема обеспечения усталостной долговечности авиационных конструкций является актуальной. В работе [57] проведен статический анализ усталостных разрушений конструкций, рассматриваются вопросы обеспечения и поддержания высокой долговечности авиационных конструкций с учетом образования усталостных трещин.

В монографии [58] проанализированы диффузионные процессы, остаточные напряжения и усталостная прочность биметаллических деталей с композиционными покрытиями. Также предложены формулы для прогнозирования расчета оптимального состава и долговечности износостойких материалов и покрытий.

Вероятностно-статические методы широко применяются в авиастроении. В работе [59] рассматриваются выражения для вероятности разрушения при переменных по времени характеристиках прочности. Также показаны аналитическое решение для нормального процесса нагружения и применение метода кусочно-постоянной аппроксимации остаточной прочности.

В работе [60] обнаружено, что критическое содержание волокон с низким модулем упругости в гибридном композитном материале увеличивается с уменьшением разности отношения прочности низко- и высокомодульных волокон и отношения их модулей упругости. Минимальная прочность трехкомпонентного гибридного композитного материала обратно пропорциональна критическому содержанию низкомодульного волокна. Характер распределения высокомодульных волокон по поперечному сечению композитного материала влияет на его упругие свойства, особенно при действии изгибных напряжений.

В работе [61] рассмотрены методы исследования долговечности материалов и конструкций при сложном напряженном состоянии.

В работе [62] применяется теория функций комплексного переменного к оценке прочности пластин из слоистых композитных материалов с концентраторами напряжений.

В работе [63] получено, что использование втулок в болтовых соединениях может эффективнее улучшить усталостные характеристики соединения по сравнению с использованием только посадки с натягом. Усталостная долговечность композиционного материала увеличивается примерно в 3,6 раза, пластины из титанового сплава увеличиваются примерно в 2,7 раза, а усталостная долговечность болтов увеличиваются примерно в 14 раз. В сопоставлении с результатами экспериментов установлено, что режим усталостного разрушения конструкции болтовых соединений будет меняться при различных уровнях нагрузки из-за различных усталостных свойств композитных материалов и металлических материалов; и металлическая конструкция подвержена повреждению при определенном уровне нагрузки.

В работе [64] представлена модель, описывающая усталостное поведение композиционных материалов при спектральном нагружении. Подход основан на двухпараметрической модели, описывающей кинетику разрушения прочности армированных волокнами материалов, подвергаемых циклическим нагрузкам, как с постоянной, так и с переменной амплитудой.

В работе [65] используется алгоритм Монте-Карло. Модели конечных элементов подвергаются циклической поперечной деформации с помощью периодических граничных условий. Многоосевой критерий усталостной долговечности, сформулированный в микромасштабе, используется для упрощенного моделирования процесса повреждения материала. Для каждого моделируемого состояния определяются эффективные свойства жесткости композита. Затем поведение материала статистически анализируется для выборок случайных компоновок волокон, содержащих разное количество волокон.

В работе [66] предложена модель, явно учитывающая циклическое, а также среднее напряжение. Примитивная статистическая реализация модели была основана на гипотезе о том, что монотонная прочность на растяжение соответствует двухпараметрическому распределению Вейбулла. Модель обладает потенциалом прогнозирования, указывающим на то, что характеристика усталости данного композиционного материала может быть достигнута с

минимумом экспериментальных испытаний. Также поднимаются вопросы надежности модели и пределы ее применимости.

В работе [67] разработана математическая модель эволюции усталостных повреждений композиционных материалов. Изучены характеристики роста повреждений в композиционных материалах и проведено сравнение их с характеристиками роста повреждений в однородных материалах. Для оценки деградации композиционных материалов при циклическом нагружении используются понятия механики сплошных повреждений. Предложена новая модель накопления повреждений, позволяющая отразить уникальные характеристики композиционных материалов.

В работе [68] представлена феноменологическая модель усталостного повреждения, содержащая два параметра материала. Они пропорциональны усталостной долговечности материалов и обратно пропорциональны уровню усталостной нагрузки. Экспериментальные данные деградации жесткости композиционных материалов использованы для проверки представленной модели, и статистические результаты показали, что эта модель способна описать эволюцию повреждений композиционных материалов. В работе исследованы особенности развития и накопления повреждений композиционных материалов при переменном нагружении. Для проверки модели повреждения были приведены четыре набора экспериментальных данных двухуровневого нагружения, и результаты показали, что прогнозируемый срок службы хорошо согласуется с экспериментальными.

Ряд работ посвящен исследованию механических соединений болтов с учетом повреждаемости композита.

Так, например, в работе [69] разработана трехмерная твердотельная конечно-элементная модель композитно-алюминиевого односрезного нахлесточного болтового соединения с потайным титановым крепежом. Модель включает прогрессивное поведение повреждения композита и модель пластичности для металлов. Показано, что модель хорошо прогнозирует инициирование и развитие повреждения, вплоть до отказной нагрузки. Модель

используется для оценки локальных силовых смещений ряда односрезных нахлесточных соединений, установленных в гибридной композитно-алюминиевой конструкции крыла.

В работе [70] представлены экспериментальные результаты, демонстрирующие преимущественное влияние гибридизации титана на специфические характеристики CFRP-материалов, тем самым доказывая механический потенциал CFRP/титан гибридных материалов при использовании в качестве передовой технологии армирования высоконагруженных композитных соединений. Локальное встраивание тонких слоев титана в композитные конструкции в области соединения приводит к значительному повышению структурной эффективности болтовых и клепаных соединений в конструкциях из углепластика.

В работе [71] для проверки статической и усталостной прочности болтовых, скрепленных и гибридных конфигураций соединений проведен анализ конечных элементов. Выбраны толстые композитные пластины из углеродного волокна/эпоксидной смолы и крепежные детали. В этом случае рассмотрено несколько конфигураций. Они включают в себя изменение количества крепежных элементов в области соединения, а также включение дефектов линии соединения. Адгезионные нелинейные свойства материала, контакты крепежных деталей и силы трения были включены в трехмерные (3D) модели конечных элементов. Моделировался процесс прогрессирующего разрушения, и для определения напряженных состояний во всех рассмотренных образцах использовалась теория мультиконтинуума. В целом модели способны точно предсказывать прочность скрепленных болтами и гибридных соединений. Результаты скорости высвобождения энергии деформации в зависимости от длины трещины показывают, что важно размещать крепежные детали ближе к концам соединения, чтобы подавить пиковые напряжения отслаивания и задержать эффекты раннего инициирования трещин. Это в целом улучшает долговечность обычной конструкции скрепленного соединения.

В работе [72] разработана трехмерная модель прогрессивного повреждения для моделирования и прогнозирования остаточной прочности и конечного режима разрушения болтовых композитных соединений при растягивании в плоскости. Анализ разрушения и деградация свойств материала были реализованы с использованием критерия разрушения типа Хашина на основе напряжений. Для проверки конечно - элементной модели проведено сравнение распределений напряжений с результатами аналитических моделей и было получено хорошее соответствие. Проведено параметрическое исследование влияния положения болта и трения на накопление повреждений и остаточную прочность.

В работе [73] метод прогрессивного моделирования повреждений использован для оценки накопления усталостных повреждений и остаточной прочности углепластиковых композитных пластин при полностью обратном циклическом нагружении. Накопление различных повреждений оценено в зависимости от количества циклов с использованием трехмерной модели усталостных прогрессивных повреждений. Остаточная прочность углепластиковых композитных пластин определена с помощью комбинированного использования модели усталостных прогрессивных повреждений со статической трехмерной моделью прогрессивного повреждения. Модели включали компоненты анализа напряжений, выполненного с использованием конечных элементов, анализа отказов, выполненного с использованием полиномиальных критериев разрушения на основе напряжений, и деградации свойств материала, выполненной с использованием правил деградации.

В работе [74] представлена усовершенствованная аналитическая модель для определения полной кривой смещения нагрузки одно - и многоболтовых композитных соединений. С помощью разработанной модели можно получить точный прогноз реакции смещения нагрузки одно - и многоболтовых соединений до полного разрушения. Метод подтвержден экспериментальными данными и наблюдалась отличная корреляция. Дальнейшие исследования, проведенные с

использованием модели, показывают, что незначительные изменения характеристик поглощения энергии в каждом отверстии крепежа в многоболтовом соединении могут значительно изменить распределение нагрузки на болт в соединении.

В работе [75] проведено комплексное экспериментальное и аналитическое исследование влияния геометрии и условий нагружения на прочность соединения и режим разрушения в пултрузированных композитах. Исследованными геометрическими параметрами были ширина образца, расстояние до конца и диаметр отверстия. Полученные результаты дают полезную информацию для проектирования конструкций с использованием таких материалов на случай разрушения соединений. Экспериментальные результаты для нагрузки на разрыв при растяжении и режима разрушения сравниваются с прогнозами, полученными при растяжении, сдвиге и сжатии прочность основана как на анализе средних напряжений, так и на методе конечных элементов. Проанализировано влияние размера отверстия на прочность конструкции при сжатии, и отмечена хорошая корреляция между прогнозами и результатами испытаний. Оценен эффект дальнейшего армирования пултрузированных композитов тканым полотном.

В работе [76] исследовано фундаментальное поведение армированных волокном композитных балок с механическими соединениями. Рассмотрено влияние приложенного момента затяжки болта, вклада адгезионного соединения, а также количества и конфигурации болтов на несущую способность и режим отказа болтовых соединений. Результаты показали, что при различных уровнях приложенного момента затяжки болта (10, 15, 20 и 25 Н·м) сопротивление трению развивалось незначительно. С другой стороны, механические соединения с использованием болтов, сопровождаемые клеевым соединением, обеспечивали устойчивость к скольжению. Дополнительно было исследовано поведение при изгибе полноразмерных балок из волокнистого композита с соединениями в середине пролета, соединенными только болтами и комбинацией болтов и эпоксидной смолы. Балки, соединенные с помощью болтов и эпоксидной смолы, демонстрировали ту же прочность и жесткость, что и балки без соединений, в то

время как использование одних только болтов привело к получению балки с жесткостью всего 65% от балок без соединений. Этот вариант показал, что комбинация болтов и эпоксидных клеев может обеспечить надежный способ соединения армированных волокном композитных балок.

В статье [77] представлено экспериментальное и численное исследование механической реакции болтовых соединений, изготовленных с использованием новых гибридных композитных образцов, основанных на замене слоев углепластика слоями титана. Предложена локальная гибридизация материала для повышения эффективности болтовых соединений в конструкциях из углепластика. Для анализа областей крепления болтов и переходных областей гибридных слоистых материалов предложены две стратегии моделирования, основанные на нелинейных методах конечных элементов.

Численные и экспериментальные результаты показывают, что использование гибридных композитов может значительно повысить прочность углепластиковых болтовых соединений и, следовательно, повысить эффективность этого типа соединения. Кроме того, предложенные численные модели способны с хорошей точностью прогнозировать механизмы разрушения и прочность гибридных композитных слоистых материалов.

В [78] разработана конечно-элементная модель, которая учитывает контакт на границе раздела штифт–отверстие и нелинейную зависимость напряжения сдвига от деформации. Целями исследования являются определение влияния критериев разрушения и деградации на прогнозы деформаций вокруг отверстия. Прогнозы сравниваются с экспериментальными результатами. Лучшее соответствие между экспериментальными результатами и численными предположениями наблюдается при использовании критерия максимального напряжения.

В исследовании [79] обнаружено, что на современные высокоэффективные волокнистые композитные материалы механические методы крепления влияют сильнее, чем на обычные металлические материалы из-за низких сдвиговых свойств материала. Локальное встраивание тонких слоев титана в композитный

материал в области соединения приводит к значительному повышению конструктивной эффективности болтовых и заклепочных соединений в конструкциях из углепластика. Это улучшение проявляется не только в увеличении сдвиговой и несущей способности, но и в результирующих возможностях конструкции, у которых нет локального утолщения материала, эксцентриситета и дополнительно вызываемых локальных изгибающих напряжений.

Работы [80-88] также посвящены исследованию болтовых соединений композитных конструкций.

В статье [89] рассматривается оптимизация болтового соединения. Целью оптимизации является обеспечение максимальной прочности соединения. В этом исследовании толщина и укладка композита, расположение болтов, податливость болта и размер болта рассматриваются в качестве конструктивных переменных. Контактные напряжения (нагрузки на болты) определяются комбинированным комплексным потенциалом и вариационной формулировкой. В этой формулировке уравнения равновесия выполняются в точности, а граничные условия выполняются путем минимизации общего потенциала.

В работе [90] показан упрощенный метод определения влияния зазора между отверстиями для болтов на распределение нагрузки в композитных многоболтовых соединениях. Этот метод применим к соединениям с однорядными болтовыми соединениями. Метод проверен на трехмерных моделях конечных элементов. Показано, что даже небольшая величина зазора может значительно изменить распределение нагрузки в соединении. А также этот метод используется в исследовании параметров для изучения влияния различных параметров соединения на распределение нагрузки.

В работе [91] представлена конечно-элементная модель болтового соединения, рассчитанная на напряженно-деформированное состояние при различных осевых нагрузках.

В статье [92] рассматривался механизм разрушения композитных болтовых соединений при растягивающей нагрузке. Разработана и реализована трехмерная

модель прогрессирующего повреждения для композитных болтовых соединений. Эта модель учитывала несколько существенных явлений повреждения, таких как ориентация трещины в матрице, эффект закрытия трещины в матрице и продольные реакции на сжатие разрушенного материала при поперечных ограничениях в зоне раздавливания. В модели отдельно использовался критерий Хашина для разрушения волокон. Обнаружено, что растрескивание матрицы инициирует начало повреждения соединения и вызывает разрушение волокна. Инициирование расслоения границы раздела определено как механизм, с помощью которого реакция нагрузки на смещение становится нелинейной. Исследование показало, что растрескивание матрицы является доминирующим видом разрушения и приводит к окончательному разрыву соединений.

В работе [93] предложена новая модель общего срока службы при усталости для роста расслоения в композитах, в соответствии с введением нового параметра подобия трещин и использованием стратегии общего срока службы.

В статье [94] прогрессирующее усталостное повреждение армированного волокном композита моделируется с помощью модели усталости, в которой усталостное повреждение включает в себя две части расслоения и повреждения в плоскости. Усталостный ресурс в плоскости определяется методом эталонных кривых усталости. Кроме того, для определения инициирования разрушения в плоскости и расслаивания, соответственно, используются критерии разрушения Хашина и когезионного усталостного разрушения. Основная кривая усталости хорошо предсказывает усталостную долговечность армированного волокном композита с произвольной последовательностью укладки при усталостной нагрузке с произвольным соотношением напряжений. Кроме того, расслаивание промежуточного слоя, подвергнутого произвольному соотношению напряжений, моделируется на основе модифицированного когезионного элемента. Наконец, предложенная конечно-элементная модель усталости хорошо согласуется с экспериментальными данными для надрезанного композитного ламината из армированного стекловолокном пластика (GFRP) и композитных болтовых соединений из армированного углеродным волокном пластика (углепластика).

В работе [95] представлено сравнительное исследование усталостных характеристик и податливости образцов соединений алюминий-алюминий и алюминий-композит при нагрузке с переменной амплитудой. В результате экспериментов получены аналогичные режимы разрушения и усталостная долговечность обоих типов образцов. В соответствии со сравнениями была представлена полуэмпирическая модель прогнозирования усталостного ресурса.

1.2 Обзор литературы по вопросу ресурса конструкции

В настоящее время существуют приближенные методики по определению ресурса конструкции. В большинстве случаев эти методики основываются на экспериментальных данных.

Определение ресурса конструкций напрямую связано с накоплением необратимых повреждений в деталях и узлах. Природа повреждений может быть как механическая (усталость, растрескивание, накопление пластических деформаций), так и физико-химическая (коррозия). В работе [96] рассмотрены полуэмпирические модели накопления повреждений, но данные модели не включают явного описания физических явлений, которые происходят в материале в процессе его повреждения. Область применения данных моделей ограничена условиями, которые более или менее близки к условиям базовых ресурсных испытаний.

В работах [97-98] рассмотрено определение ресурса согласно нормам летной годности гражданских самолетов.

В работе [99] рассматривается оценка ресурса авиационных конструкций по критерию развития усталостных трещин.

Расчетные методы определения ресурса самолета представлены в работе [100]:

- Метод линейного суммирования повреждений (данный метод основывается на линейной теории накопления повреждений);
- Метод эквивалентных образцов;
- Вероятностный расчет ресурса;
- Комплексный расчетно-экспериментальный метод определения ресурса;
- Квазилинейная теория накопления повреждений, применяемая к расчету долговечности.

В работе [101] изучалось влияния повреждения на режим отказа многоболтовых композитных соединений. Используя метод огибающей отказа, прогнозировался режим отказа многоболтовых композитных соединения. Данный метод основа на предположении, что пропорция распределения нагрузки на болт постоянна до разрушения.

1.3 Постановка задач исследования

В ходе работы предполагается получить расчетный алгоритм для получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине стыка.

Произвести проверку алгоритма на примерах узлов стыка реальных конструкций.

Также разработать методику расчета накопления повреждений в зонах стыках авиационных конструкциях, которая будет прогнозировать деградацию свойств материала.

Разработать методику оценки несущей способности зоны стыка авиационных конструкций и подтвердить экспериментальными методами на образцах.

1.4 Заключение по главе 1

1. Проведен обзор и анализ литературы по вопросам накопления повреждений в композиционном материале и ресурсу композитных конструкций.
2. Сформулирована постановка задачи данной диссертационной работы.

ГЛАВА 2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ СТЫКА СОЕДИНЕНИЯ

В данной главе показана методика получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах. На примерах крепления лопасти несущего винта к металлическому переходному устройству и стыка крыла с центропланом применена данная методика.

2.1 Методика проектирования оптимальной длины стыка соединения

В конструкциях летательных аппаратов уделяется большое внимание проектированию соединений. На эффективную работу соединений, а также на прочность оказывают влияние различные факторы, например, концентрация напряжений, отклонения в технологическом процессе, монтажные напряжения.

При проектировании оптимальной длины металло-композитного стыка рассматриваются механические соединения – болтовые. Преимущество использования болтовых соединений заключается в их технологичности. Недостатком использования болтовых соединений в конструкциях из композиционных материалов является их работа на смятие и срез [102].

Расчет рациональной длины соединения авиационных конструкций при передаче усилий от композитной панели к металлическому узлу построен на основе методики, изложенной в работе [103].

Рассмотрен многослойный образец под действием растягивающей нагрузки. Образец состоит из трех слоев, в котором слои расположены следующим образом: средний слой 2 композитный, а два внешних 1 и 3 – металлические. Усилия в данном образце передаются от композитного слоя к металлическому слою. Пример такого соединения показан на Рисунке 2.1.

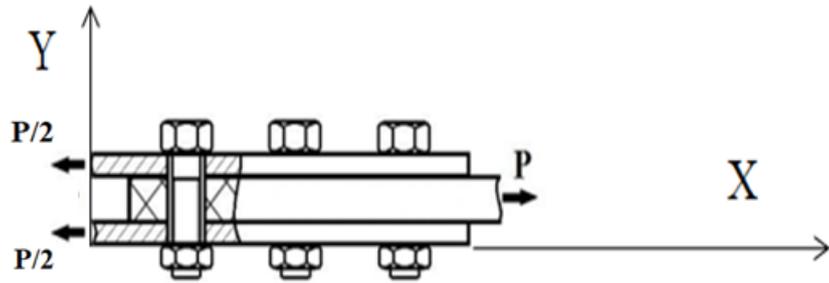


Рисунок 2.1 – Пример соединения.

Также примем, что толщины внешних металлических слоев равны $h_1 = h_3$, а напряжения по ширине образца считаем постоянными (в данный момент не рассматривается концентрация в зоне отверстий). Введем следующее расположение осей: ось OX соответствует продольному направлению, ось OY направлена по высоте образца, а OZ ось соответствует поперечному направлению в плоскости стыка. Составляем уравнения равновесия относительно осей OX и OZ :

$$2(\sigma_{xm}h_{1m} + \sigma_{xk}h_{2k}) = P, \quad 2(\sigma_{zm}h_{1m} + \sigma_{zk}h_{2k}) = 0, \quad (2.1.1)$$

где P – усилие растяжения. Обозначения в индексах соответствуют слоям.

Так как задача симметрична, напряжения в первом и в третьем слоях одинаковые. Во всех слоях принимаем одинаковые деформации ε_x и ε_z в направлении осей OX и OZ .

Физические соотношения для ортотропных слоев в соотношения (2.1.1) имеют вид:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x(\bar{E}_{1m}h_{1m} + \bar{E}_{2k}h_{2k}) + \varepsilon_z\bar{E}_{1m}\mu_{12}(h_{1m} + h_{2k}) &= \frac{P}{2}; \\ \varepsilon_x\bar{E}_{1m}\mu_{12}(h_{1m} + h_{2k}) + \varepsilon_z(\bar{E}_{1m}h_{2k} + \bar{E}_{2k}h_{1m}) &= 0. \end{aligned}$$

Здесь $E_{1,2}$ модули упругости вдоль и поперек направления волокон,

$$\bar{E}_{1,2} = \frac{E_{1,2}}{(1 - \mu_{12}\mu_{21})}.$$

После определения деформаций с помощью соотношений закона Гука получим напряжения в слоях:

$$\sigma_{xm} = \frac{0,5PE_{1m}[E_{2k}h_{1m} + E_{1m}h_{2k} - E_{1m}\mu_{12}^2(h_{1m} + h_{2k})]}{(E_{1m}h_{1m} + E_{2k}h_{2k})(E_{2k}h_{1m} + E_{1m}h_{2k}) - E_{1m}^2\mu_{12}^2(h_{1m} + h_{2k})^2}; \quad (2.1.2)$$

$$\sigma_{xk} = \frac{0,5PE_{2k}[E_{2k}h_{1m} + E_{1m}h_{2k} - E_{2k}\mu_{12}^2(h_{1m} + h_{2k})]}{(E_{1m}h_{1m} + E_{2k}h_{2k})(E_{2k}h_{1m} + E_{1m}h_{2k}) - E_{1m}^2\mu_{12}^2(h_{1m} + h_{2k})^2}.$$

Если при определении напряжений в слоях 1 и 2 принять, что $\varepsilon_z = 0$, то есть $\mu_{21} = 0$ (2.1.2), то соотношения (2.1.2) представлены в следующем виде:

$$\sigma_{xm} = \frac{0,5PE_{1m}}{E_{1m}h_{1m} + E_{2k}h_{2k}}; \quad \sigma_{xk} = \frac{0,5PE_{2k}}{E_{1m}h_{1m} + E_{2k}h_{2k}}. \quad (2.1.3)$$

Сравнивая выражения (2.1.2) и (2.1.3), можно отметить что (2.1.2) переходит в (2.1.3), если в равенствах (2.1.2) опустить члены, содержащие коэффициенты Пуассона. Несмотря на то, что формулы (2.1.3) являются приближенными, они хорошо описывают напряженное состояние в слоях на некотором расстоянии от края. На краю образца, где продольные слои нагружены растягивающими напряжениями σ_{xk} , происходит включение в работу поперечного слоя. Определим длину зоны включения в работу, считая, что напряжения и деформации по ширине образца вдоль координаты Z постоянны. Переменные напряжения в краевой зоне слоев обозначены $\tilde{\sigma}_{xi}$, $\tilde{\sigma}_{yi}$ и $\tilde{\tau}_i$ [104].

Условие равновесия принимает вид:

$$\frac{\partial \tilde{\sigma}_{xm}}{\partial x} + \frac{\partial \tilde{\tau}_k}{\partial y} = 0; \quad \frac{\partial \tilde{\tau}_m}{\partial x} + \frac{\partial \tilde{\sigma}_{yk}}{\partial y} = 0. \quad (2.1.4)$$

Уравнения (2.1.4) определяют дополнительное нагруженное состояние, которое возникает на краю образца.

Вследствие малой толщины слоев считаем, что напряжение $\tilde{\sigma}_{xi}$ не зависит от координаты Y , то есть постоянно по толщине. Тогда из уравнений (2.1.4) следует:

$$\tilde{\tau}_i = \tilde{\sigma}'_{xi}y - \tau_i^0(x); \quad \tilde{\sigma}_{yi} = \tilde{\sigma}_{xi}'' \frac{y^2}{2} + (\tau_i^0)'y + \sigma_{yi}^0(x). \quad (2.1.5)$$

Здесь $\tau_i^0(x)$ и $\sigma_{yi}^0(x)$ появляются в результате последовательного интегрирования выражений по y .

Ввиду того, что основное напряженное состояние, определяемое равенством (2.1.3), уравнивает внешнюю нагрузку, дополнительное напряженное состояние должно быть самоуравновешенным [104]:

$$\sigma_{xm}h_m - \sigma_{xk}h_k = 0. \quad (2.1.6)$$

Окончательные суммарные нормальные напряжения, действующие в продольных и поперечных слоях, с учетом (2.1.5) записываются в виде:

$$\sigma_{xm} = \frac{PE_{1m}}{2(E_{1m}h_{1m} + E_{2k}h_{2k})} + \tilde{\sigma}_{xk} \frac{h_{2k}}{h_{1m}}; \quad (2.1.7)$$

$$\sigma_{xk} = \frac{PE_{2k}}{2(E_{1m}h_{1m} + E_{2k}h_{2k})} - \tilde{\sigma}_{xk}.$$

Неизвестные функции $\tau_i^0(x)$ и $\sigma_{yi}^0(x)$ входят в соотношения (2.1.5) и определяются из условий на поверхности слоёв:

$$\text{при } y = h_1 + h_2 \quad \tilde{\sigma}_{y1} = \tilde{\tau}_1 = 0;$$

$$\text{при } y = h_2 \quad \tilde{\sigma}_{y1} = \tilde{\sigma}_{y2}, \quad \tilde{\tau}_1 = \tilde{\tau}_2;$$

$$\text{при } y = -h_2 \quad \tilde{\sigma}_{y2} = \tilde{\sigma}_{y3}, \quad \tilde{\tau}_3 = \tilde{\tau}_2;$$

$$\text{при } y = -(h_1 + h_2) \quad \tilde{\sigma}_{y3} = \tilde{\tau}_3 = 0.$$

Тогда получим выражение для переменных напряжений в слоях:

$$\begin{aligned}
 \tilde{\tau}_1 &= -\tilde{\sigma}'_{x2} \frac{h_2}{h_1} (y - h_1 - h_2), \\
 \tilde{\tau}_2 &= \tilde{\sigma}'_{x2} y, \\
 \tilde{\tau}_3 &= \tilde{\sigma}'_{x2} \frac{h_2}{h_1} (y + h_1 + h_2), \\
 \tilde{\sigma}_{y1} &= \frac{1}{2} \tilde{\sigma}''_{x2} \frac{h_2}{h_1} [y - (h_1 + h_2)]^2, \\
 \tilde{\sigma}_{y2} &= -\frac{1}{2} \tilde{\sigma}''_{x2} [y^2 - h_2(h_1 + h_2)], \\
 \tilde{\sigma}_{y3} &= \frac{1}{2} \tilde{\sigma}''_{x2} \frac{h_2}{h_1} [y + h_1 + h_2]^2.
 \end{aligned} \tag{2.1.8}$$

Для трехслойного образца все напряжения выражаются через неизвестное пока переменное напряжение среднего слоя - $\tilde{\sigma}_{x2}(x)$. Так как задача решается в напряжениях, то неизвестное напряжение $\tilde{\sigma}_{x2}(x)$ определяем из уравнения неразрывности деформаций, которое получим, используя принцип наименьшей работы. В этом случае потенциальная энергия имеет вид:

$$U = \int_0^1 \sum_{i=1}^3 \int_{h_i} \left(\frac{\sigma_{xi}^2}{2E_{xi}} + \frac{\sigma_{yi}^2}{2E_{yi}} - \frac{1}{2} \left(\frac{\mu_{yxi}}{E_{xi}} + \frac{\mu_{xyi}}{E_{yi}} \right) \sigma_{xi} \sigma_{yi} + \frac{\tau_i^2}{2G_i} \right) dx dy. \tag{2.1.9}$$

Принято, что слои соединены жестко между собой без проскальзывания.

Подставив напряжения в (2.1.9) согласно выражениям (2.1.6) и (2.1.7) и, проварьировав подинтегральный функционал, получим уравнение совместности деформаций в виде (принимая во всех выражениях $\tilde{\sigma}_{x2}(x) = \sigma(x)$):

$$\tilde{\sigma}_{xk}^{IV} - 2a^2 \tilde{\sigma}_{xk}'' + b^4 \tilde{\sigma}_{xk} = 0, \quad (2.1.10)$$

где

$$a^2 = \frac{\left(\frac{1(h_{2k})^3}{3 G_{2k}} + \frac{1}{3G_{1m}} \cdot h_{1m} \cdot (h_{2k})^2\right) - \frac{1}{2} \left(\frac{\mu_{yx}}{E_{xk}} + \frac{\mu_{xy}}{E_{yk}}\right) \cdot \left(\frac{2}{3} \cdot (h_{2k})^2 + h_{1m} \cdot (h_{2k})^2\right) + \frac{1}{6} \left(\frac{\mu_{yx}}{E_{xm}} + \frac{\mu_{xy}}{E_{ym}}\right) \cdot h_{1m} \cdot (h_{2k})^2}{B},$$

$$b^4 = \frac{2 \cdot (h_{2k})^2 \cdot \left(\frac{1}{E_{xk} \cdot h_{2k}} + \frac{1}{E_{xm} \cdot h_{1m}}\right)}{B},$$

$$B = \frac{1}{2 \cdot E_{yk}} \left(\frac{1}{5} \cdot (h_{2k})^5 - \frac{2}{3} \cdot (h_{2k})^4 \cdot (h_{1m} + h_{2k}) + (h_{2k})^3 \cdot (h_{1m} + h_{2k})^2 + \frac{1}{10 \cdot E_{ym}} \cdot (h_{1m})^3 \cdot (h_{2k})^2\right).$$

Здесь E_{xm} - модуль упругости металлического слоя (x- направление координаты), E_{xk} - модуль упругости композитного слоя, G_{1m} - модуль сдвига металла, G_{2k} - модуль сдвига в композитном материале, μ - коэффициент Пуассона в металле, μ_{xy}, μ_{yx} - коэффициенты Пуассона в композитном материале.

Из уравнений, полученных выше, определяется, что $b^2 > a^2$, следовательно, решение уравнения записывается следующим образом [104]:

$$\sigma = \tilde{\sigma}_{x2} = e^{-k_1 x} (C_1 \sin k_2 x + C_2 \cos k_2 x) + e^{-k_1(1-x)} (C_3 \sin k_2 x + C_4 \cos k_2 x), \quad (2.1.11)$$

$$\text{где } k_{1,2} = \pm \sqrt{\frac{b^2 - a^2}{2}}.$$

Коэффициенты C_1, C_2, C_3, C_4 определяются из граничных условий, при этом больший интерес вызывает максимальное напряжение, где может появиться следующая трещина. При условии, что σ_{x2} больше σ_{B2} , тогда определяется рациональная длина зоны соединений, где проектировочный расчет в разделах 2.2 и 2.3 показал, что напряжение в болтах действительно постоянны при найденной длине соединения.

C_1 и C_2 определяются из условия на границе второго слоя: при $x=0$

$$\sigma_{x2} = \tilde{\tau}_2 = 0.$$

Исходя из этого, напряжения в слоях:

$$\sigma_{x1} = \sigma_{x3} = \frac{PE_1}{2(E_1h_1+E_2h_2)} \left(1 + \frac{E_2h_2}{E_1h_1} e^{-k_1x} \left(\frac{k_1}{k_2} \operatorname{sink}_2x + \operatorname{cosk}_2x \right) \right);$$

$$\sigma_{x2} = \frac{PE_2}{2(E_1h_1+E_2h_2)} (1 - e^{-k_1x} \left(\frac{k_1}{k_2} \operatorname{sink}_2x + \operatorname{cosk}_2x \right)).$$

В результате решения задачи определяется рациональная длина соединений, где напряжения среза в болтах будут одинаковы:

$$l_0 = \frac{2\pi}{k_2}.$$

Как будет показано в дальнейшем, данная рациональная длина обеспечивает практическое постоянство касательных напряжений в болтах и заклепках, работающих на срез.

2.2 Пример расчета узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолѐта

Лопать несущего винта является одним из основных агрегатов вертолѐта, определяющим его летные характеристики. Конструкция лопасти зависит от комбинаций нагрузок, действующих на нее, а также сложности условий работы.

Большие переменные нагрузки со значительным числом циклов изменения, воздействующие на лопасть при полете вертолѐта, (определяют ресурс ее работы) вызывают ее усталостное разрушение. Для увеличения ресурса лопасти в ее конструкции широко применяют полимерные композиционные материалы (ПКМ). Лопасти из ПКМ, применяемые на отечественных серийных вертолѐтах, состоят из силовой части, называемой лонжероном, и хвостовой части, выполняющей аэродинамическую роль.

Лонжерон является основным силовым элементом у лопастей из композиционных материалов. К лонжерону приклеиваются хвостовые отсеки, которые, в свою очередь, состоят из обшивок с нервюрами или наполнителем из алюминиевой фольги или пенопласта.

С аэродинамической точки зрения лонжерон, имеющий профиль передней части лопасти, должен выполняться с жесткими допусками на обвод $\pm 0,3$ мм и иметь гладкую поверхность. С конструктивной точки зрения лонжерон должен изготавливаться из высокопрочного материала, мало чувствительного к концентрации напряжений. Толщина стенок лонжерона должна быть выдержана в строгих пределах. Лонжерон должен иметь минимально необходимый для обеспечения заданной прочности вес и строго заданное распределение этого веса по длине и хорде [102].

Одним из недостатков лопастей является сложность крепления комля композитной лопасти к металлическому узлу переходного устройства. Необходимо за счет оптимизации данного соединения повысить усталостную долговечность и ресурс лопасти.

Проведен проектировочный аналитический расчет лопасти несущего винта вертолета.

В Таблице 2.1 приведены характеристики материалов, применяемых в конструкции исходной и проектируемой лопасти.

Таблица 2.1 – Характеристики материалов лопасти несущего винта

Характеристики материал	Марка материала		
	T-39	T-25BM-78	ЛУ-П-0,2
Содержание волокна, %	75–80	67–72	60–65
Предел прочности при растяжении, МПа вдоль волокна поперек волокна	1800 48	1150 90	700 15
	Предел прочности при сжатии, МПа вдоль волокна поперек волокна	640 25	69 20
Предел прочности при сдвиге [τ_{12}], МПа	52	29	30
Модуль упругости при растяжении, вдоль волокна E_1 , ГПа поперек волокна E_2 , ГПа	62	55	120
	6,3	19	9
Модуль сдвига G_{12} , ГПа	2,5	6,5	5
Коэффициент Пуассона μ_{12}	0,15	0,26	0,286
Плотность γ , г/см ³	2,1	1,89	1,349
Толщина элементарного слоя δ^i , м	0,28	0,26	0,2
Диапазон работы материала [$T_{раб}$], °С	-40...+90	-40...+70	-40...+70

Чертеж комлевой части и узла крепления лопасти к металлическому переходному устройству представлен на Рисунке 2.2, а типовые сечения пакетов композиционного материала в анализируемой части конструкции – на Рисунке 2.3.

Ввиду того, что размеры в зоне соединения лопасти и переходного металлического устройства ограничены, расчет производился в рамках прежней лопасти, длина которой $l = 150$ мм.

В качестве нагрузки принималась центробежная растягивающая сила, приложенная к лопасти. Центробежная сила:

$$N = 277498.78 \text{ Н}.$$

При проектировочном расчете используются материалы болтов следующих марок стали: 30ХГСА и 12Х18Н10Т. Материал 12Х18Н10Т используется в исходной конструкции для болтов диаметром 30 мм. Для проектировочного расчета также использовались болты диаметром 6 и 8 мм (материал 30ХГСА).

Проведены расчеты для стальных (30ХГСА и 12Х18Н10Т) болтов [105].

В Таблице 2.3 представлены характеристики материала стальных болтов.

Таблица 2.3 – Характеристики болтов

	Е, · 9,8Мпа	Г, 9,8Мпа	μ
30ХГСА	20000	7700	0,3
12Х18Н10Т	18800	8173	0,3

Выполнен расчет с учетом диаметров болтов. Определялось, какой диаметр наиболее эффективен с точки зрения ресурса соединения.

Выполнено сравнение результатов для диаметров: 8 и 30мм.

Учитывается односрезный или двухсрезный болт. Для диаметра 8 мм - болты односрезные, для диаметра 30 мм – двухсрезный болт.

Проведен расчет проектируемой лопасти с предлагаемым вариантом болтов с диаметром 8 мм. Материал – сталь 30ХГСА.

$d = 8$ мм – диаметр болта;

$S = 50,3$ мм²- площадь сечения болта;

$P_{\text{разр}}=3500$ кгс – предельная нагрузка на болт.

Получено количество рядов по ширине:

$$m = 5 \text{ рядов}$$

Определен шаг между болтами в ряду:

$$t_i = 36 \text{ мм}$$

Проведен расчет для исходной лопасти для болтов с диаметром 30 мм.
Материал – сталь 12Х18Н10Т.

$d=30$ мм – диаметр болта;

$S=706,5$ мм² - площадь сечения болта;

$P_{\text{разр}}= 29163$ кгс – предельная нагрузка на болт.

При проектировочном расчете принимались следующие допущения.

Считалось, что болт поставлен без зазора. В этом случае отверстие калибруют разверткой, а диаметр стержня болта выполняется с допуском, обеспечивающим беззазорную посадку. При расчете прочности соединения не учитывают силы трения в стыке. В общем случае болт можно заменить штифтом. Стержень болта рассчитывают по напряжениям среза и смятия. Условия прочности по напряжению среза определяется формулой:

$$\tau = F / [(\pi/4)d^2 i] \leq [\tau]. \quad (2.2.1)$$

Здесь i – число плоскостей среза

$[\tau]$ – допустимое значение, $[\tau] = 60,5$ кгс/мм²

$$[\tau] = 0,55 \cdot \sigma_B = 60,5 \text{ кгс/мм}^2$$

Чтобы болт не срезался, необходимо соблюсти минимальное расстояние от края (обеспечить достаточную длину перемычки). На Рисунке 2.4 показано минимальное расстояние, которое необходимо, чтобы соблюдалось по условиям прочности [106].

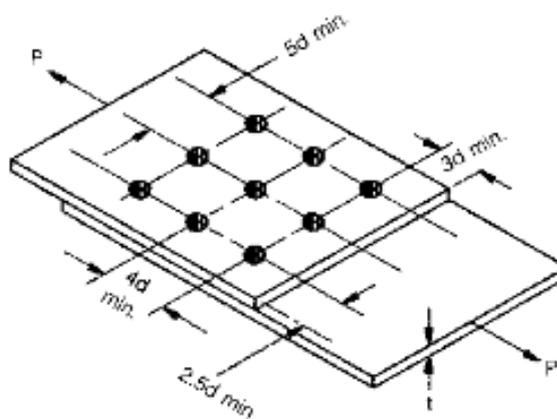


Рисунок 2.4 – Минимальное расстояние при расположении крепежа

На данном рисунке d - это диаметр крепежа. Min означает минимальное расстояние, которое необходимо для обеспечения корректной перемычки.

По имеющейся твердотельной конкретной модели лопасти, для случая с закреплением по семейству болтов диаметром 6 мм, перемычки имели длину меньше допустимой, в связи с чем, в дальнейшем расчете будем рассматривать случаи крепления болтами 8 мм и 30 мм (для которых условия, показанные на рисунке 2.4, выполнялись).

При проектировании многорядных нахлесточных соединений нужно определить усилия в крепежных точках, которые зависят от числа рядов точечных связей, податливости связи, соотношения жесткостей соединяемых элементов, а также шага между рядами.

Проведен расчет методом конечного элемента для подтверждения справедливости полученных аналитических формул.

Расчет механических соединений произведен с использованием программного комплекса MSC.Software Patran/Nastran. При вычислении методом конечного элемента использовались те же данные о свойствах материалов, что и при аналитическом расчете.

Лопасть и технологические пластины выполнены плоскими 2D Shell элементами типа Quad 4, болты моделировались объемными 3D Solid элементами типа Hex 8 (для более точной оценки прочности крепежа с учётом концентраторов).

Контакт между лопастью, технологической пластиной и болтами задавался с помощью элементов связи MPC типа RBE2. RBE2 используется для передачи нагрузок от одной детали к другой. Существует концепция независимых и зависимых узлов, в которой говорится, что движение от независимых узлов будет передаваться зависимым узлам. Если есть один независимый узел, то используем RBE2. Элементы RBE2 обеспечивают жесткие, неупругие взаимные перемещения соединяемых узлов конечного элемента сетки. Применение этих элементов ограничено теорией малых перемещений. Элементы типа MPC предназначены для связи зависимых и независимых степеней свободы (DOF) по узлам конечного элемента сетки имитируемой конструкции: жесткостные характеристики, масса и нагрузка с зависимых узлов переносится на независимые DOF [107].

На Рисунке 2.5 показан общий вид на конечно - элементную модель.

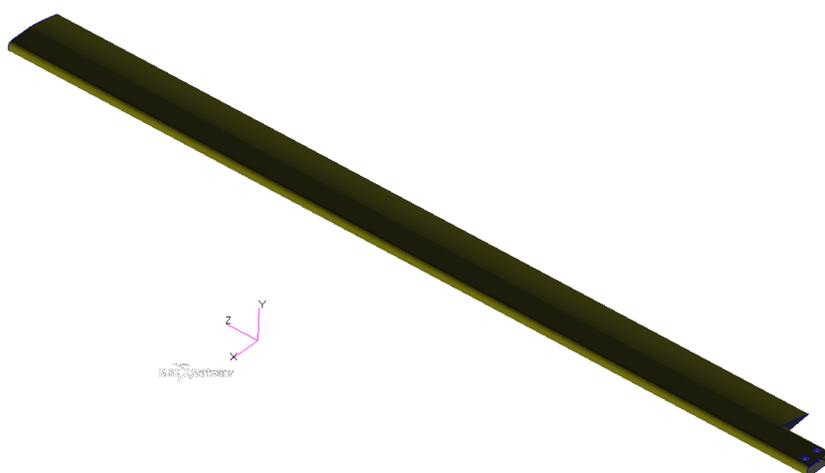


Рисунок 2.5 – Общий вид на конечно-элементную модель

Рассмотрим расчет конструкции с болтами диаметром 8 мм с помощью метода конечного элемента.

На Рисунке 2.6 представлена модель болтового соединения.

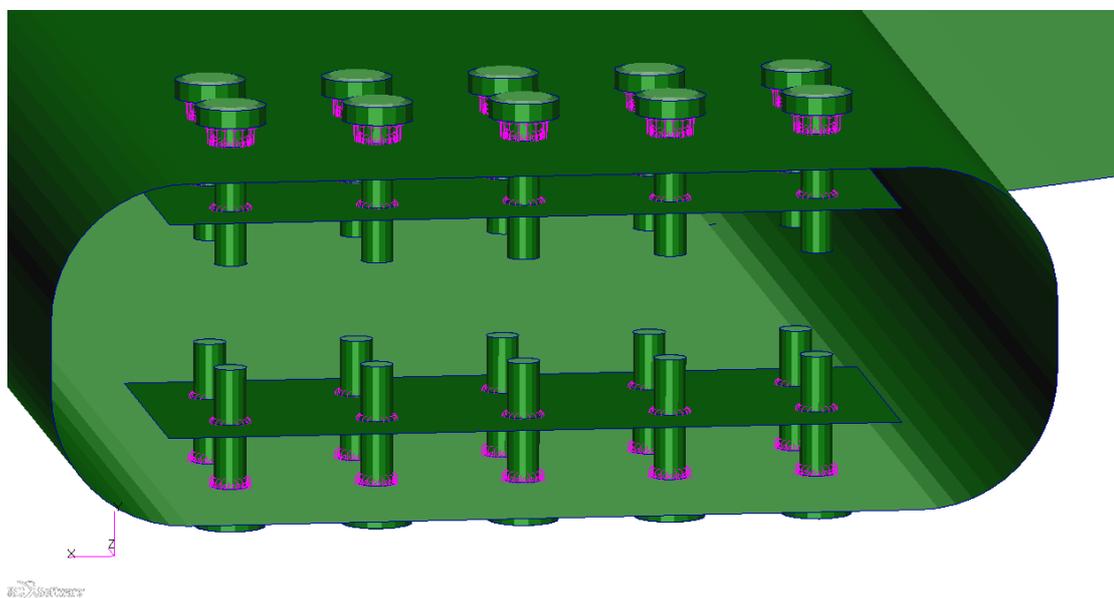


Рисунок 2.6 – Модель болтового соединения для болтов диаметром 8 мм

На Рисунке 2.7 изображен общий вид на конечно-элементной модели проектируемой лопасти с болтами диаметром 8 мм.

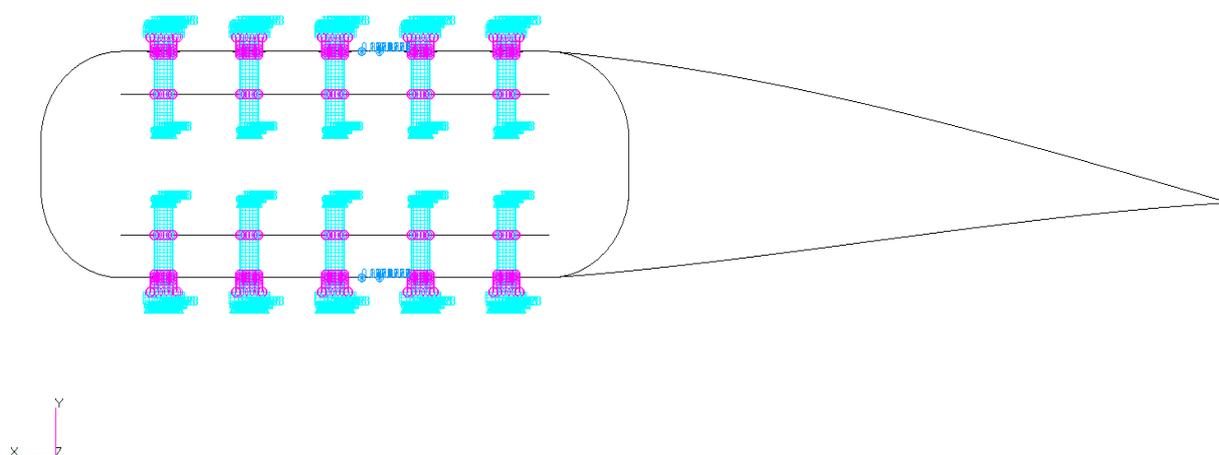


Рисунок 2.7 – Общий вид

На Рисунке 2.8 приведено деформированное состояние проектируемой лопасти под действием центробежной растягивающей силы.

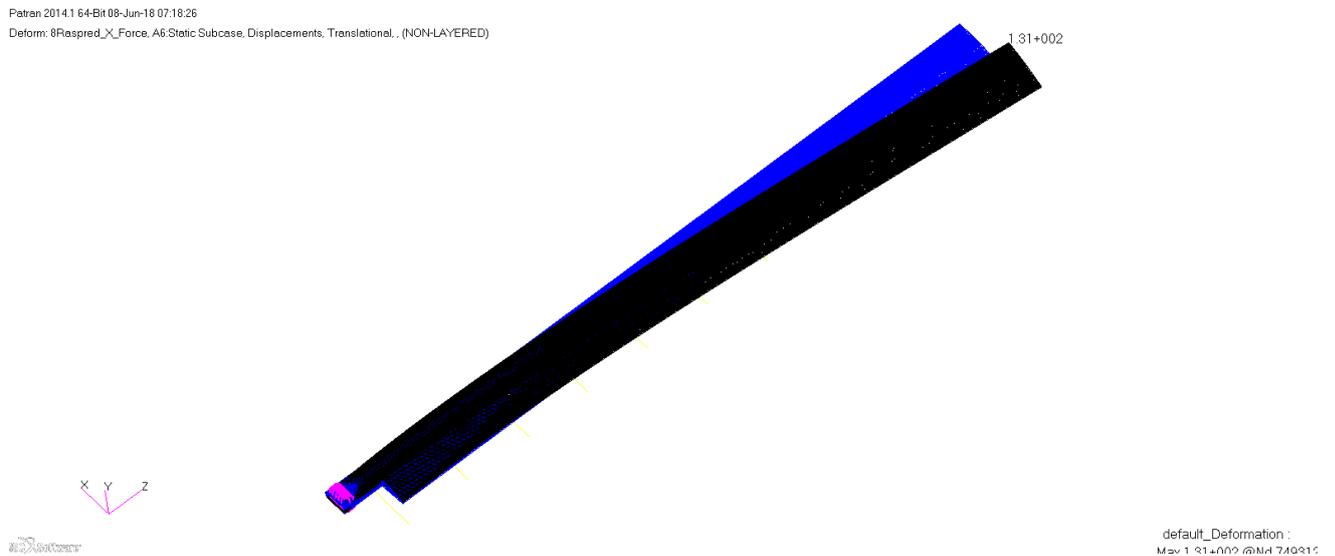


Рисунок 2.8 – Деформированное состояние проектируемой лопасти с диаметром крепежа 8 мм

На Рисунке 2.9 продемонстрирована цветовая заливка по конечно-элементной сетке по перемещениям (шкала показана в метрах).

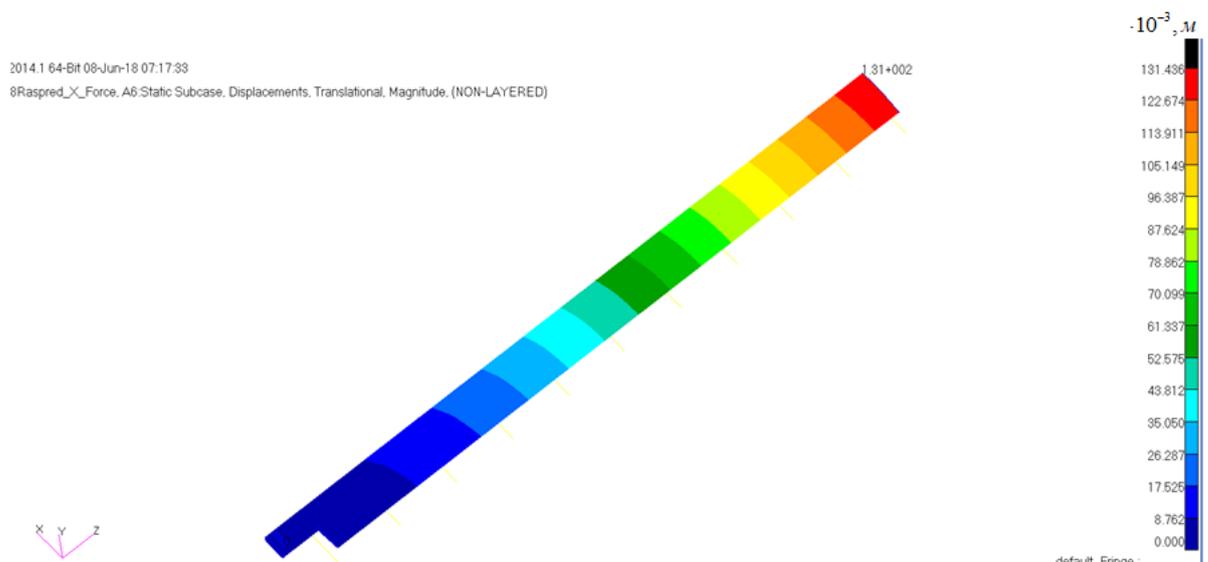


Рисунок 2.9 – Перемещение проектируемой лопасти с диаметром крепежа 8 мм

На Рисунке 2.10 показаны эквивалентные напряжения в лопасти (шкала показана в МПа).

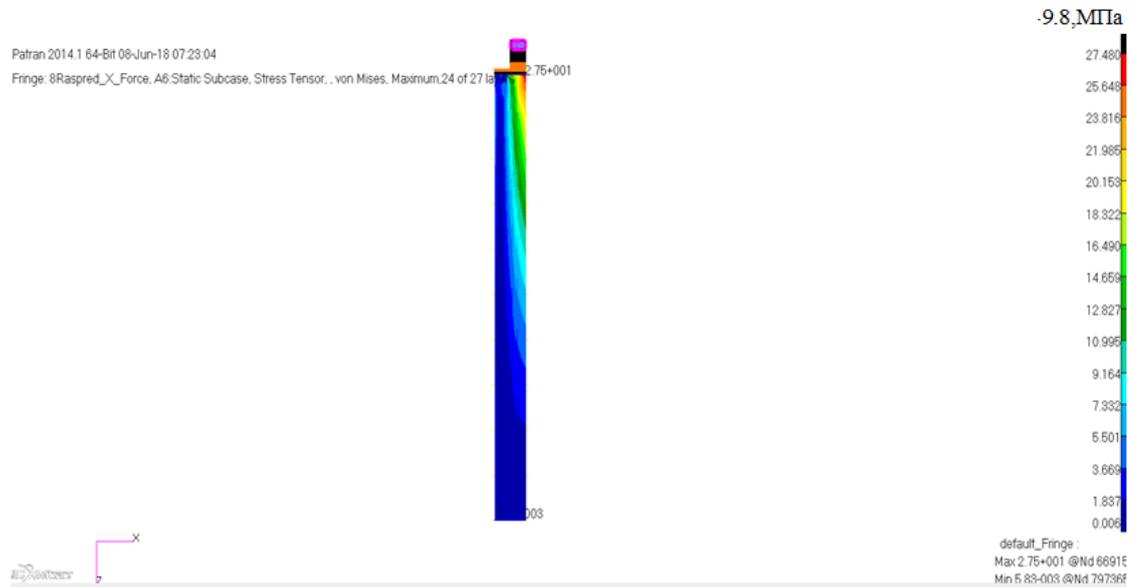


Рисунок 2.10 – Эквивалентные напряжения в проектируемой лопасти с диаметром крепежа 8мм

На Рисунке 2.11 представлены напряжения среза в болтах в месте контакта с КОМПОЗИТОМ.

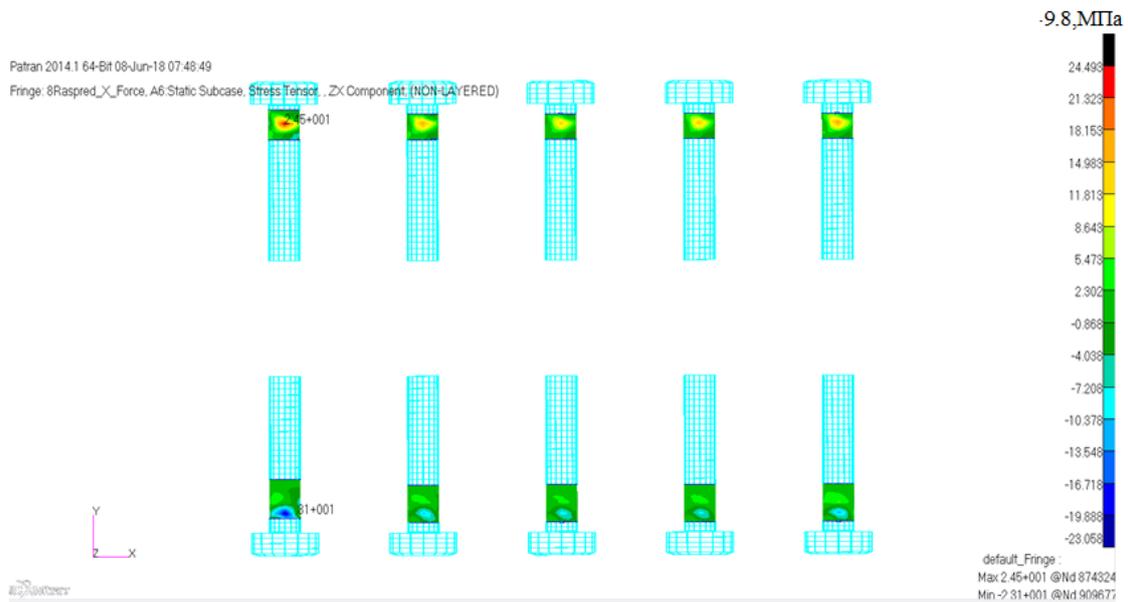


Рисунок 2.11 – Напряжения среза для болтов диаметром 8 мм

Рассмотрим расчет исходной конструкции с болтами диаметром 30 мм с помощью метода конечного элемента. На Рисунке 2.12 показана модель болтового соединения.

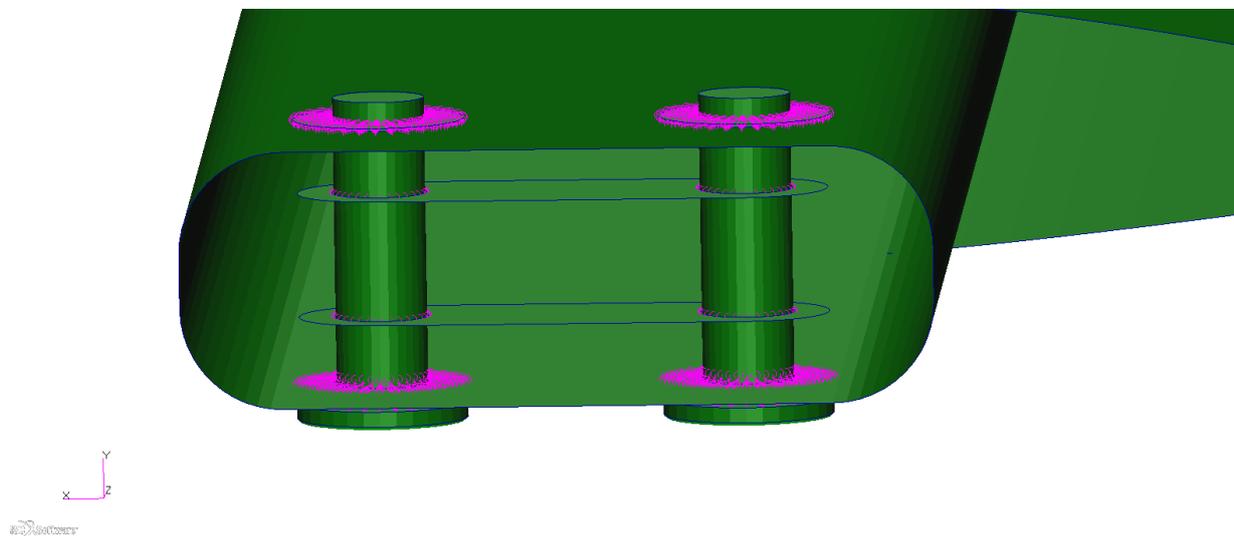


Рисунок 2.12 – Модель болтового соединения

На Рисунке 2.13 продемонстрирована сетка для модели болтового соединения.

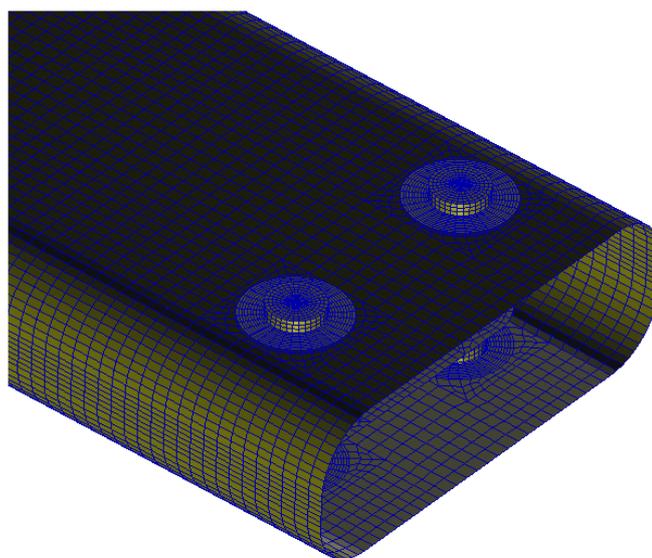


Рисунок 2.13 – Общий вид на сетку

На Рисунке 2.14 изображен общий вид на конечно-элементную модель лопасти с болтами диаметром 30мм.

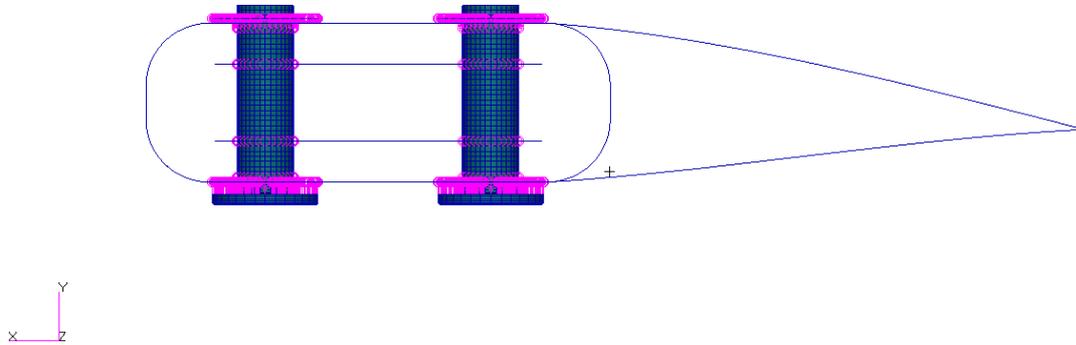


Рисунок 2.14 – Общий вид

На Рисунке 2.15 приведено деформированное состояние лопасти под действием центробежной растягивающей силы.

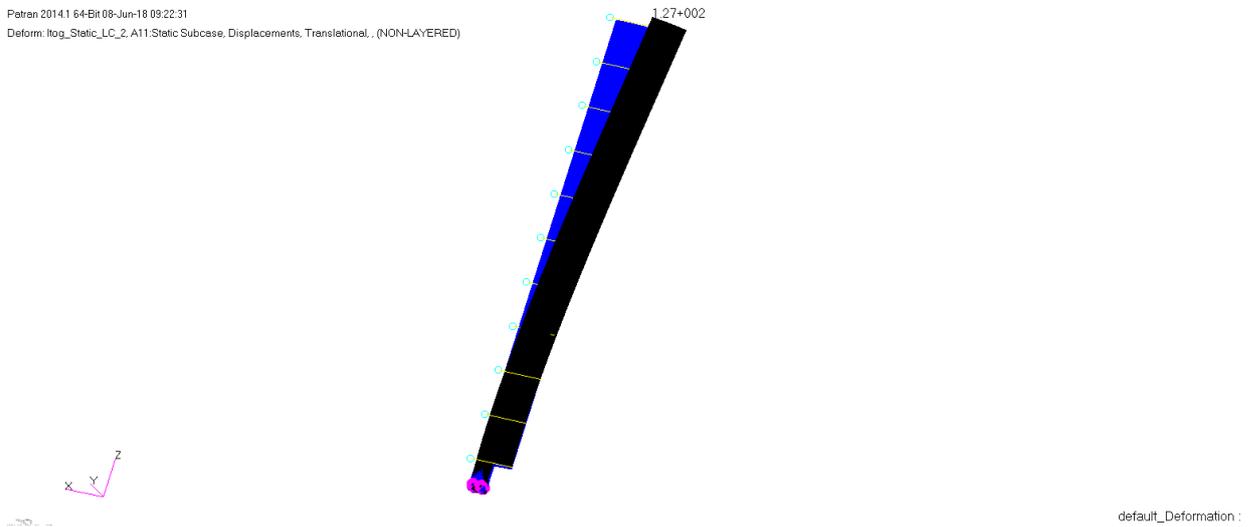


Рисунок 2.15 – Деформированное положение лопасти с диаметром крепежа 30мм

На Рисунке 2.16 показана цветовая заливка по конечно-элементной сетке по перемещениям (шкала показана в метрах).

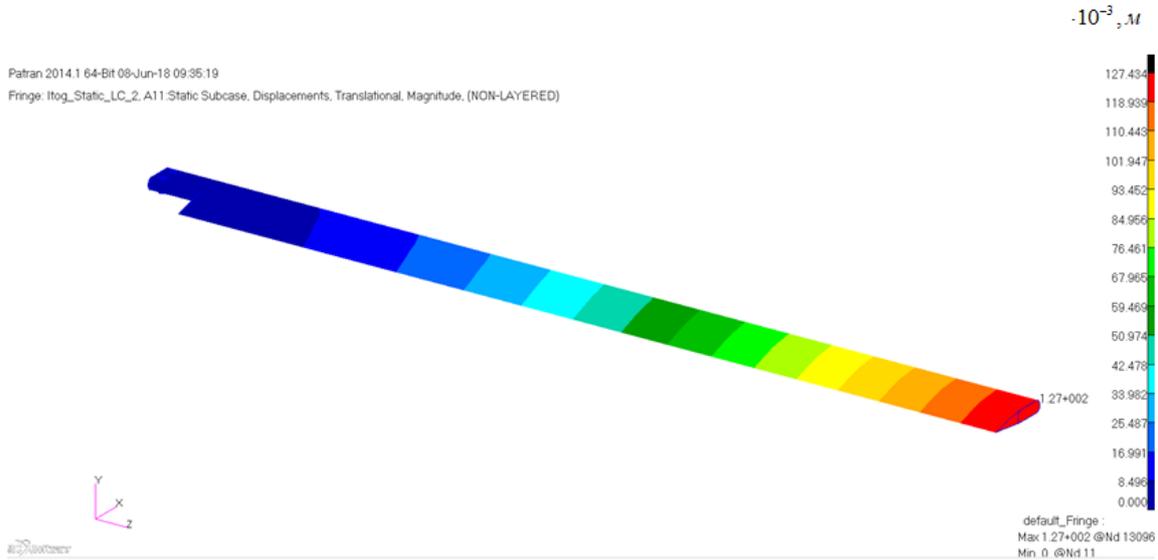


Рисунок 2.16 – Перемещение лопасти с диаметром крепежа 30 мм

На Рисунке 2.17 показаны эквивалентные напряжения в лопасти (шкала показана в МПа).

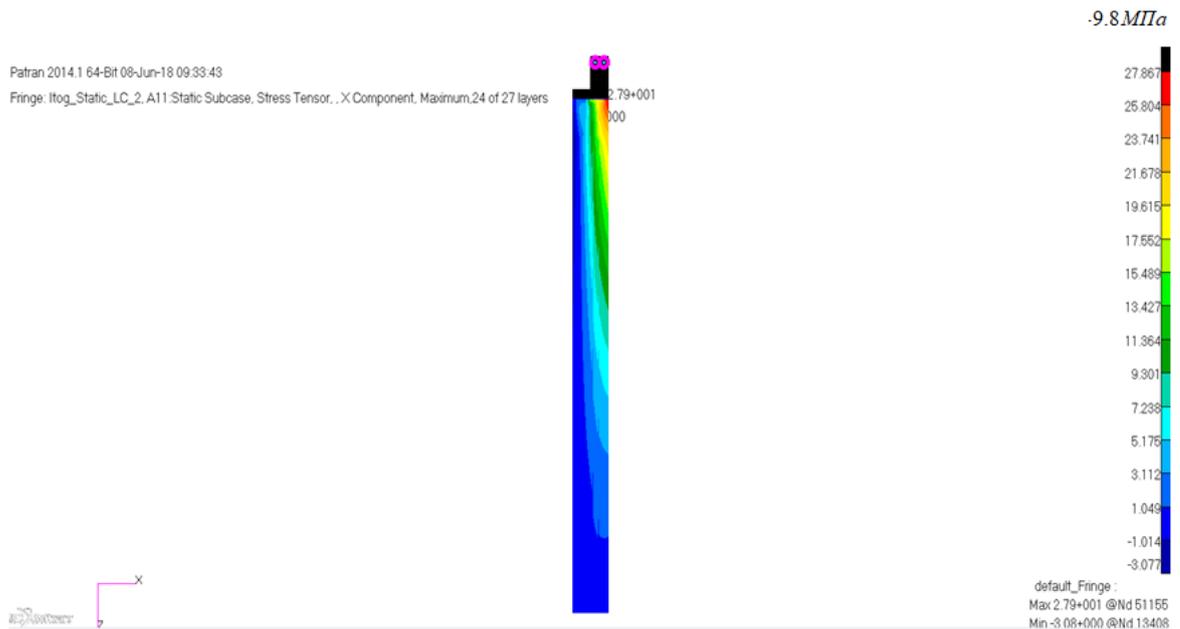


Рисунок 2.17 – Эквивалентные напряжения в лопасти с диаметром крепежа 30мм

На Рисунке 2.18 показаны напряжения среза в болтах.

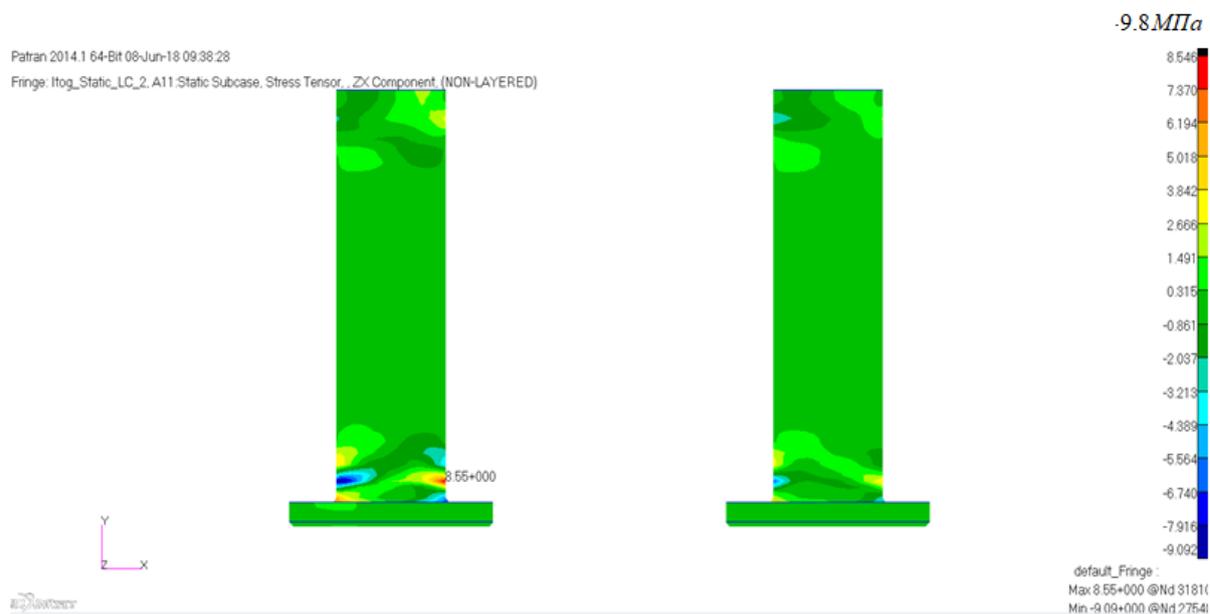


Рисунок 2.18 – Напряжения среза для болтов 30 мм

Приведен анализ полученных результатов.

Допускаемые усилия на срез болтов представлены в Таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Допускаемые усилия на срез болтов

Диаметр болта	Допускаемые усилия на срез, кгс
d= 8 мм	3500 кгс ОСТ1 31100-80 (30ХГСА)
d=30 мм	29163кгс ГОСТ 1759.0-87 (12Х18Н10Т)

Усилия на срез болтов из конечно-элементной модели, выполненной в Patran, представлены в Таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Усилия на срез болтов из КЭ модели

Диаметр болта	Усилия на срез из КЭ модели, кгс
d= 8 мм	2669 кгс
d=30 мм	10087кгс

Для болтов диаметром 8 мм запас прочности определяется следующим образом:

$$\eta = \frac{[P]}{P_d} = \frac{3500\text{кгс}}{2669\text{кгс}} = 1,31$$

Аналогично для болтов диаметром 30 мм запас прочности определяется:

$$\eta = \frac{[P]}{P_d} = \frac{29163\text{кгс}}{10087\text{кгс}} = 2,9$$

Результаты расчета показывают, что болты диаметром 8 мм и 30 мм выдерживают статическую нагрузку.

Болты диаметром 8 мм обеспечивают равномерное перераспределение нагрузки по длине стык. Увеличение ресурса в стыке спроектированной лопасти будет рассчитано и показано в главе 4.

2.3 Пример расчета стыка крыла с центропланом

Существуют различные схемы расположения стыковых узлов. В данной работе рассмотрим кесонное крыло, где крепление осуществляется по контуру (Рисунок 2.20).

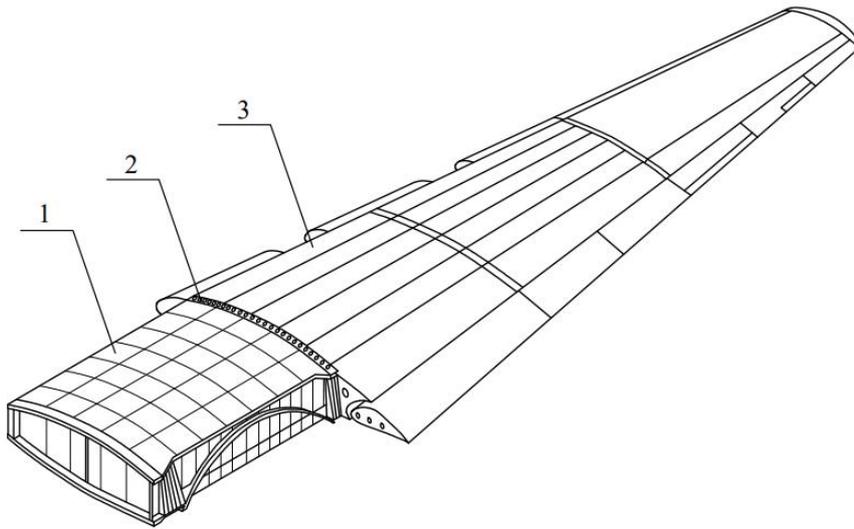


Рисунок 2.20 – Схема стыка центропланом с консолью крыла

1-центроплан, 2- стык, 3- крыло.

Рассматривается стык консоли крыла с центропланом.

Определяется оптимальная длина стыка металло-композитного соединения.

На Рисунке 2.21 изображено сечение кесонного крыла, где крепление осуществляется по контуру.

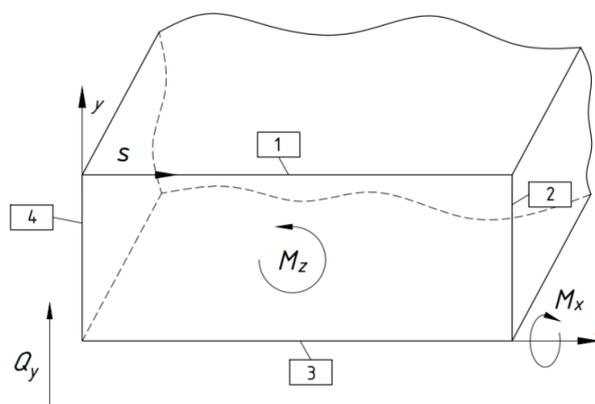


Рисунок 2.21 – Сечение кесонного крыла

Характеристики применяемого материала приведены в Таблице 2.6.

Таблица 2.6 – Характеристики материала

σ_{b1}^+	σ_{b1}^-	σ_{b2}^\pm	τ_{12}	E_1	E_2	G_{12}	μ_{12}	μ_{21}
МПа	МПа	МПа	МПа	ГПа	ГПа	ГПа		
2000	1200	500	70	140	11	5,5	0,0212	0,27

Здесь σ_{b1}^\pm - предел прочности вдоль волокон, σ_{b2}^\pm - предел прочности поперёк волокон, τ_{12} – предел прочности при сдвиге, G_{12} - модуль сдвига, E_i - модуль упругости, μ_{ij} - коэффициент Пуассона.

Для панелей №1 и №3 следующая укладка слоев: (45,-45,90); для панелей № 2 и № 4 укладка слоев: (0,45,-45,90).

Геометрические характеристики сечения крыла представлены в Таблице 2.7:

Таблица 2.7 – Геометрические характеристики

$H1,$	$H2,$	$H3,$	$Hs,$	$B,$	$Bp,$	$Bz,$
$\cdot 10^{-3}, м$						
598	757	605	680	2465.1	1142.9	1322.2

Здесь Hs – среднее значение высоты сечения, $H1,3$ - высоты стенок лонжеронов сечения, $H2$ -максимальная высота сечения, B – хорда сечения, Bp - расстояние между стенками 1 и 2, Bz - расстояние между стенками 2 и 3.

Нагрузка, используемая в расчете, показана в Таблице 2.8.

Таблица 2.8 – Нагрузка

$M_x,$ $H \cdot m$	$M_z,$ $H \cdot m$	$Q_y,$ H
$4.21 \cdot 10^6$	$-1.38 \cdot 10^6$	601638

Здесь M_x - изгибающий момент, M_z - крутящий момент, Q_y - перерезывающая сила.

В Таблице 2.9 приведены результаты определения толщин.

Верхние индексы означают номера панелей, l - толщина панелей.

Таблица 2.9 – Результаты определения толщин.

Углы укладки	l^1	l^2	l^3	l^4
	$10^{-3}, м$	$10^{-3}, м$	$10^{-3}, м$	$10^{-3}, м$
0°	-	1.97	-	2.16
45°	0.84	1.08	0.84	1.2
-45°	0.84	1.08	0.84	1.2
90°	0.84	0.8	0.84	0.8

Согласно работе [108] определяется рациональная длина переходной зоны стыка.

Для данной задачи оптимальная длина стыка составляет $l = 216$ мм. Крепеж осуществляется болтами 8 мм.

2.4 Заключение по главе 2

1. На примерах расчета узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолѐта и расчета стыка крыла с центропланом показана методика определения оптимальной длины стыка, которая обеспечивает равномерное распределение нагрузки в стыке.

2. Проведена оптимизация зоны болтового соединения несущего винта лопасти вертолѐта и стыка крыла с центропланом.

3. По результатам расчета узла крепления вертолетной лопасти получено, что болты диаметром 8 мм и 30 мм удовлетворяют условиям статической прочности.

Меньший диаметр предпочтителен, так как это приводит к существенному уменьшению количества перерезаемых волокон, что увеличивает прочность материала конструкций и уменьшает концентрацию напряжений в районе отверстий.

Также уменьшение диаметра крепежа приводит к более равномерному распределению усилий по рядам болтов.

С целью проверки методики выполнен расчет статической прочности конструкций методом конечного элемента.

ГЛАВА 3 МЕТОДИКА РАСЧЕТА НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ЗОНАХ СТЫКА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

В данной главе приведена методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыков крыла центроплана и крепления лопасти вертолета. При рассмотрении процесса накопления повреждений использовалась уточненная методика микромеханической модели для нахождения количества повреждений в процессе циклического нагружения конструкции.

3.1 Методика расчета накопления повреждений

На величину накопления повреждений и, следовательно, на усталость конструкции особое влияние оказывают такие конструктивно-технологические параметры и параметры циклического нагружения, как: тип композиционного материала; влияние толщины композита, укладка слоев; уровень концентрации напряжений; тип и частота циклического нагружения; влияние внешних факторов (влажность, температура), имеющиеся в конструкции концентраторы напряжений.

Отверстия под крепёж являются концентраторами напряжений, и они оказывают непосредственное влияние на долговечность конструкции. Особо опасным является наличие мелких производственных дефектов в зоне концентраторов напряжений, которые в ходе эксплуатации могут развиваться в трещины критической длины.

Важно исследовать накопления повреждений в стыковых металло-композитных узлах авиационных конструкций с учетом влияния на ресурс и усталостную долговечность.

Приводится методика прогнозирования изменения характеристик композиционных материалов с ростом повреждаемости.

Основа алгоритма расчета накопления повреждений взята из работ [109] с последующей доработкой и уточнением для зон стыка. Алгоритм расчета накопления повреждений для исследования зон стыка согласно работе [110] показан на Рисунке 3.1.



Рисунок 3.1 – Схема алгоритма накопления повреждения для исследования зон стыка

Методика построения данного алгоритма.

1. Первым шагом определяется рациональная длина стыкового соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах (подробно показана методика в главе 2).
2. Вторым шагом считается расчет диаметра болтов и необходимого количества рядов крепежа. Согласно [106] необходимо, чтобы было обеспечено минимальное расстояние от края и между крепежом по условиям прочности (Рисунок 2.4).
3. Следующим шагом является выполнение необходимого условия – чтобы жесткость металла совпадала с жесткостью композиционного материала [110].
4. В четвёртом шаге можно пренебречь изгибом в районе крепежа, который мал по сравнению с толщиной узла крепления [109].
5. Пятым шагом определяем напряженно-деформированное состояние в стыке.

Поскольку в данном исследовании рассматривается поперечное растрескивание, то определим в каждом слое пакета поперечные σ_2^i и сдвиговые τ_{12}^i напряжения. Используем геометрические соотношения, связывающие деформацию в осях 1, 2 (координатные оси 1 и 2 лежат в плоскости слоя и совпадают с направлениями соответственно вдоль и поперек волокон) с деформациями в слоях xOy [104].

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_1^i &= \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_y \sin^2 \varphi_i + \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\
 \varepsilon_2^i &= \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i - \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\
 \gamma_{12}^i &= (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cos 2\varphi_i,
 \end{aligned}
 \tag{3.1.1}$$

где $\varepsilon_1^i, \varepsilon_2^i, \gamma_{12}^i$ — линейные и угловые деформации в слое, индексы указывают на номер координатных осей, $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ - линейные деформации пакета, γ_{xy} - угловая деформация пакета.

Далее соотношения, определяющие связь между напряжениями и деформациями в i -м слое системы координат xOy :

$$\begin{aligned}\sigma_x^i &= b_{11}^i \varepsilon_x + b_{12}^i \varepsilon_y + b_{13}^i \gamma_{xy}; \\ \sigma_y^i &= b_{21}^i \varepsilon_x + b_{22}^i \varepsilon_y + b_{23}^i \gamma_{xy}; \\ \tau_{xy}^i &= b_{31}^i \varepsilon_x + b_{32}^i \varepsilon_y + b_{33}^i \gamma_{xy}.\end{aligned}\quad (3.1.2)$$

Коэффициенты b_{pq}^i преобразования характеристик материала в осях 1, 2 к осям xOy рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned}b_{11}^i &= \bar{E}_1^i \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \sin^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i; \\ b_{12}^i &= b_{21}^i = (\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i - 4G_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_1^i \mu_{12}^i (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i); \\ b_{22}^i &= \bar{E}_1^i \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \cos^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i; \\ b_{13}^i &= b_{31}^i = [(\bar{E}_1^i \cos^2 \varphi_i - \bar{E}_2^i \sin^2 \varphi_i) - (\bar{E}_1^i \mu_{12}^i + 2G_{12}^i) \cos^2 \varphi_i] \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\ b_{23}^i &= b_{32}^i = [(\bar{E}_1^i \sin^2 \varphi_i - \bar{E}_2^i \cos^2 \varphi_i) + (\bar{E}_1^i \mu_{12}^i + 2G_{12}^i) \cos^2 \varphi_i] \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\ b_{33}^i &= (\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i - 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + G_{12}^i \cos^2 2\varphi_i.\end{aligned}\quad (3.1.3)$$

где $\bar{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}$, $\bar{E}_2 = \frac{E_2}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}$, μ — коэффициент Пуассона, E_1, E_2 — модули упругости в продольном и поперечном направлении; G_{12} — модуль сдвига; i — номер слоя.

6. В следующем шаге необходимо учесть деградацию свойств монослоев. С помощью формул, которые определяют деградацию эффективных характеристик слоев [109]:

$$E_2^i = E_{2o} [1 - K_E^i S_E(\sigma, \tau)]; \quad G_{12}^i = G_{12o} [1 - K_G^i S_G(\sigma, \tau)], \quad (3.1.4)$$

$$\text{где } S_E = \frac{\Delta}{3} \left[2 + \left(1 + \frac{N}{N_*^0} \left(\sqrt[3]{\frac{3S_*}{\Delta} - 2} - 1 \right) \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]} \right)^{-4} \right)^3 \right],$$

$$N_*^0 = \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]} \right)^4 N_*^0, \quad \alpha = 4;$$

$$N_*^0 = \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]} \right)^4 N_*^0.$$

$$S_G = \frac{\Delta}{3} \left[2 + \left(1 + \frac{N}{N_*^0} \left(\sqrt[3]{\frac{3S_*}{\Delta} - 2} - 1 \right) \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]} \right)^{-4} \right)^3 \right]$$

Здесь E_{2o}, G_{12o} — модули упругости и сдвига неповрежденного материала, индекс o соответствует неповрежденному материалу, N_*^0 - базовое число циклов, которые определяются при расчете, S_E, S_G - модели повреждаемости. Равенства для N_*^0 справедливы при $\sigma_2 < [\sigma_{b2}], \tau_{12} < [\tau_{12}]$.

Согласно формуле (3.1.4): чем больше величины σ_2, τ_{12} , тем меньше число рабочих циклов этих слоев, а когда N_*^0 обращается в нуль или его величина близка к нулю, этот слой выбывает из работы всей структуры; N_*^E — предельное число циклов до разрушения в слое в поперечном направлении; N_*^G — число циклов до разрушения в слое от сдвига; N — число циклов нагружения.

Параметры K_G^i, K_E^i зависят от уровня напряжений.

Параметр K_E^i определяет зависимость скорости изменения модуля упругости от растягивающих поперечных напряжений, действующих в слое [109]:

$$K_E^i = K_{Eo} f_{KE}(\sigma_2^i) = K_{Eo} \left\{ \frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_b} \right\}^{m_0}, \quad (3.1.5)$$

где K_{Eo} — макропараметр, определяемый из макроэксперимента для механических свойств; m_0 — микропараметр, определяемый из эксперимента.

Параметр K_G^i определяет зависимость скорости изменения модуля сдвига от растягивающих поперечных напряжений и напряжений сдвига, действующих в слое [109]:

$$K_G^i = K_{Go} f_{KG}(\sigma_2^i, \tau_{12}^i) = K_{Go} \left\{ \left(\frac{\tau_{12}^i}{\tau_b} \right)^{m_\tau} + \left(\frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_b} \right)^{m_\sigma} \right\}, \quad (3.1.6)$$

7. Следующим шагом является определение напряженного состояния в районе разрушаемой зоны, а также определение изменения локальных и эффективных модулей упругостей.

8. Заключительным шагом является выбор критерия разрушения [110].

3.2 Пример расчета металло-композитного соединения узла крепления вертолётной лопасти с учетом деградации свойств материала

Рассмотрим пример расчета металло-композитного соединения узла крепления вертолётной лопасти с учетом деградации свойств материала. Определение оптимальной длины стыка соединения, оптимальных параметров соединения, а также статический расчет был произведен в главе 2. В ходе исследования для вычислений был использован программный комплекс Maple.

Принимаем, что лопасть испытывает циклическое нагружение. При моделировании роста повреждений в композитном материале учитываются такие допущения:

- 1) волокна каждого монослоя не разрушаются;
- 2) при растрескивании матрицы в слоях и образования поперечных трещин, что приводит к повреждениям в монослоях;
- 3) в каждом монослое степень поврежденности определяется величинами напряжений, которые вычисляются формулам для композитной структуры без повреждений;
- 4) для каждого монослоя применяется простая модель деградации свойств материала, которая связана с накоплением повреждений.

Используя алгоритм, приведенный выше, произведен аналитический и численный расчеты.

В ходе исследования рассматривается случай деформированного состояния композиционного материала с симметричной укладкой волокон (располагаем слои симметрично срединной плоскости). Также принимаем, что будет растрескиваться слой в поперечном направлении. Повреждённый слой будет разгружаться, а соседние слои будут догружаться в районе трещины [109].

На Рисунке 3.2 приведен пример образования поперечной трещины, возникающей в болтовом соединении. Поскольку в многослойных структурах композиционных материалов могут возникать поперечные трещины вследствие циклического и квазистатического нагружений.

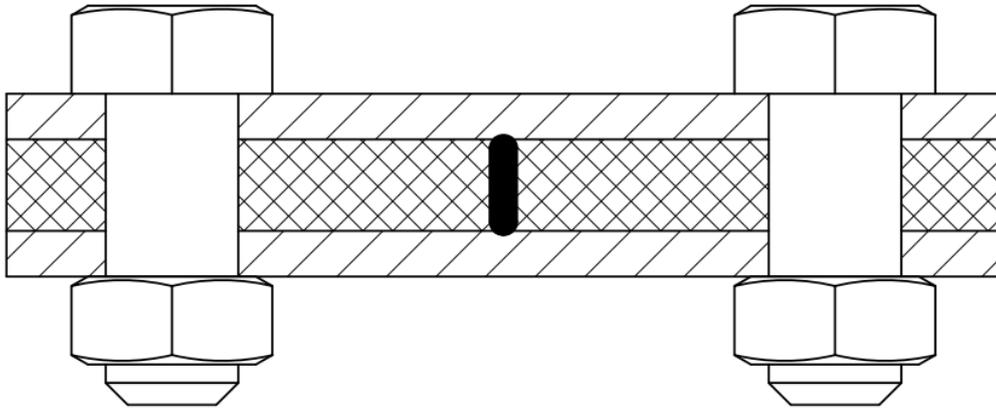


Рисунок 3.2 – Пример образование поперечной трещины в болтовом соединении.

Согласно работе [110] в результате аналитического расчета были получены зависимости изменения модулей упругости и модуля сдвига от числа циклов.

На Рисунке 3.3 показано изменение модулей упругости и модуля сдвига для композитной структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ$) от числа циклов [110].

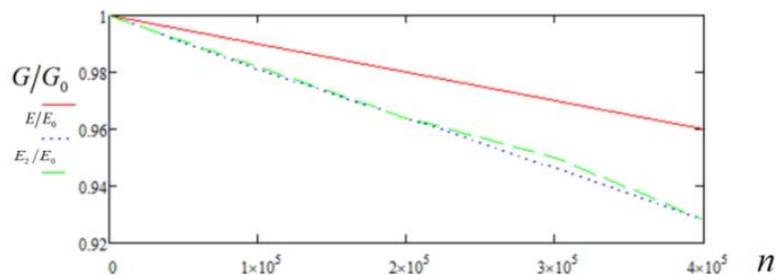


Рисунок 3.3 – Изменения модулей упругости и модуля сдвига для композитной структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ$) от числа циклов

Здесь G, E – модули сдвига и модуль упругости поврежденного материала, G_0, E_0 – модули сдвига и модуль упругости неповрежденного материала.

На Рисунке 3.4 показано изменение поперечного модуля упругости от числа циклов для различного материала [110], где E2T39 — изменение поперечного модуля упругости для материала T39; E2T25 — изменение поперечного модуля упругости для материала T25; E2LY — изменение поперечного модуля упругости для материала ЛУ-П-0.2.

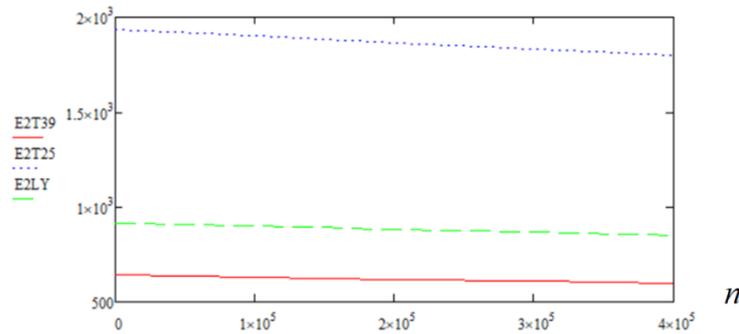


Рисунок 3.4 – Изменение поперечного модуля упругости от числа циклов в зависимости от материала

Характеристики материалов T39, T25, LY приведены в главе 2.

На Рисунке 3.5 показано изменение поперечного модуля упругости от числа циклов в зависимости от материала [110], где GT39 — изменение модуля сдвига для материала T39 с ростом числа циклов; GT25 — изменение модуля сдвига для материала T25 с ростом числа циклов; GLY — изменение модуля сдвига для материала ЛУ-П-0.2 с ростом числа циклов.

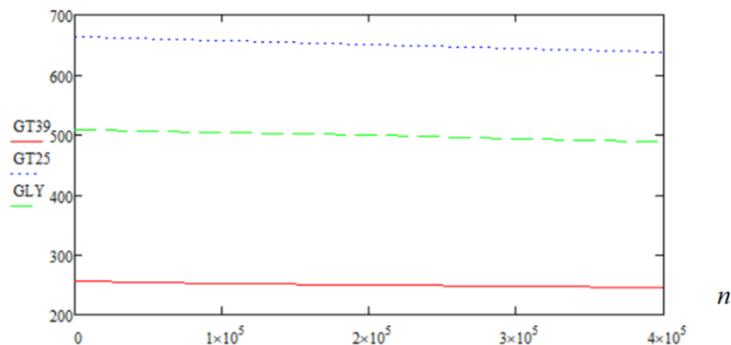


Рисунок 3.5 – Расчетные графики изменения поперечного модуля упругости от числа циклов в зависимости от материала

Согласно формуле (3.1.4) определено предельное число циклов до разрушения в слое в поперечном направлении N_E^* и число циклов до разрушения в слое от сдвига N_G^* . В этом случае принимаем для расчета, что базовое число циклов $N_*^0 = 1000000$, получим:

$$N_E^* = 320000,$$

$$N_G^* = 345482.$$

Численный расчет производился с помощью метода конечных элементов для сравнения результатов расчета. Моделировался узел крепления вертолетной лопасти. В результате анализа конструкции были определены разрушающие напряжения [110]. Использовался критерий разрушения максимальных напряжений.

По результатам расчетов разрушающие напряжения в слоях составили 30 МПа для материала ЛУ-П-0.2, что соответствует аналитическому расчету, проведенному в работе [110].

3.3 Пример расчета стыка консоли крыла с центропланом с учетом деградации свойств материала

Для расчета металло-композитного соединения стыка консоли крыла с центропланом с учетом деградации свойств материала использовался программный комплекс Maple. Проектирование осуществлялось с использованием балочной теории в два этапа. На первом этапе проектирование производилось по сечениям, в каждом из которых известны нагрузки и геометрия. В каждом сечении панели искомыми параметрами являются толщины слоев. Панели принимаем плоскими пластинами, удовлетворяющие трём ограничениям:

- Ограничение по прочности;
- Ограничение по крутильной жёсткости сечения крыла;
- Ограничение по изгибной жёсткости сечения крыла.

Целевой функцией на первом этапе будет масса сечения:

$$M_f = \sum_{i=1}^7 h_i l_i \rho_i, \quad h_i = \sum_{j=1}^n h_{j,i}, \quad (3.3.1)$$

где h_i – суммарная толщина i -ой панели, l_i – длина i -ой панели, ρ_i – плотность материала.

На втором этапе после учета всех силовых и конструктивно-технологических факторов, перераспределения определенного расчетом количества слоев с учетом разбиения крыла на элементы и требования технологии изготовления конструкции, прежде всего, необходимо образовать пояса лонжеронов и, исходя из конструктивно-технологических требований, перераспределить материал из продольных слоев обшивки в пояса лонжеронов.

В случае стыка консоли крыла через центроплан в панелях корневой части, в сжатой зоне крыла, слои материала в продольном направлении материал используются для образования подкреплений в виде стрингеров для увеличения изгибной жесткости, чтобы панель не теряла устойчивость. Это условие относится ко всем панелям крыла, работающим в сжатой зоне.

При проектировании, в случае перераспределения материала, необходимо учитывать, что при этом изменяются жесткости в оставшемся материале панелей и изменяются (уменьшаются) усилия, которые они воспринимают. Новые расчетные усилия определяются из условия сохранения величины деформации в этом сечении и определяются по формуле:

$$\varepsilon = \frac{\bar{N}_z}{B_{11}} = \frac{N_{z,1}}{B_{11,1}} = \frac{N_{z,2}}{B_{11,2}} = \dots = \frac{N_{z,i}}{B_{11,i}}, \quad (3.3.2)$$

где \bar{N}_z – известное сжимающее усилие в гладкой обшивке, B_{11} – известная жесткость этой обшивки, $B_{11,i}$ – известная жесткость i -ой пластины профиля после перераспределения материала. Тогда

$$N_{z,i} = \frac{\bar{N}_z}{B_{11}} B_{11,i} \quad (3.3.3)$$

В результате расчета получаем нормальные усилия в панелях 2 и 4, показанные в Таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Результат расчета максимальных значений усилий

№ Панели	2	4
$N_{z,i}$, кгс/мм	-250.9	280.1

Здесь $N_{z,i}$ - нормальные усилия в i -ой панели сечения.

В композитных конструкциях могут появляться локальные трещины. Рассматривается модель деградации свойств композиционного материала вследствие повреждений, приводящих к появлению трещин, а затем к расслоению [109].

На Рисунке 3.6 показано схема композиционного материала с образованием трещин в слоях.

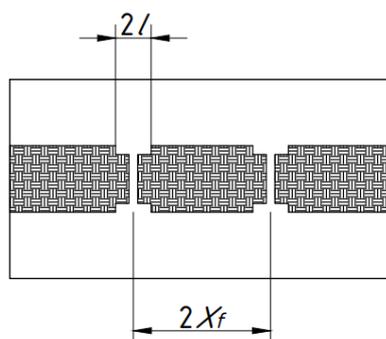


Рисунок 3.6 – Схема композиционного материала с образованием трещин

На Рисунке 3.6: $2l$ - длина трещины; $2X_f$ - расстояние между двумя трещинами, возникшими в слое.

Используя соотношения [110], определяем G_{xy} и E_x для структуры $[0^\circ, 90^\circ]$:

$$G_{xy} = \bar{B}_{33} = \frac{G_{120}(1 + 2K_{G0}(1 - k^G \Delta))}{3},$$

$$E_x = \frac{\bar{E}_1 + 2E_2^{(2)}}{3} - \frac{(\mu_{12} \frac{\bar{E}_1 + 2K_E \bar{E}_1(1 - k^E \Delta)}{3})^2}{\frac{\bar{E}_1 + 2K_E \bar{E}_1(1 - k^E \Delta)}{3}}, \quad (3.3.4)$$

где $\Delta = \frac{l}{X_f}$ - безразмерная величина дефекта с учетом длины межслоевой трещины,

$$E_2^{(2)} = \frac{(\sigma_{20}^{(2)})^2 X_f h_2}{\int_{-(X_f-1)-h_2/2}^{X_f-1} \int_{-h_2/2}^{h_2/2} \frac{(\sigma_{20}^{(2)})^2}{2E_{20}} dx dy},$$

где E_x - осредненный модуль упругости пакета слоев, G_{xy} - осредненный модуль сдвига пакета слоев, \bar{B}_{33} - коэффициент преобразования при сдвиге характеристик анизотропного материала в осях 1,2 к осям хоу, h_2 - толщина поперечного слоя, $\sigma_{20}^{(2)}$ - поперечные напряжения в неповрежденном материале этого слоя,

$$\bar{E}_{1,2} = \frac{E_{1,2}}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}.$$

На Рисунке 3.7 учтено уменьшение сдвиговой жесткости в структуре с учетом образованной ранее длины межслоевой трещины.

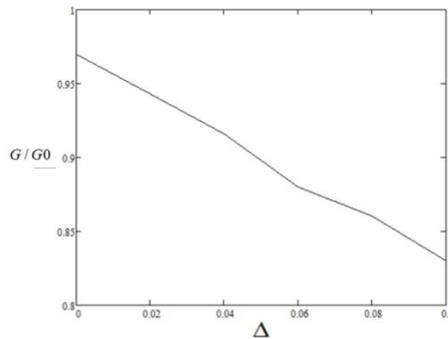


Рисунок 3.7 – Изменение модуля сдвига с учетом имеющегося начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 3.7: G_{xy}/G_{xy0} — отношение модуля сдвига поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

Рассмотрен случай для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$. Определена жесткости для данной структуры неповрежденного материала. Индексы (1), (2) и (3) соответствует слоям с углами укладки $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$.

$$\begin{aligned} B_{11} &= \bar{E}_1^{(1)} \cdot h_1 + \bar{E}_2^{(2)} \cdot h_2 + h_3 \cdot (\bar{E}_1^{(3)} \cdot \frac{1}{4} + \frac{1}{2} \cdot \bar{E}_1^{(3)} \cdot \mu_{12} + \frac{1}{4} \cdot \bar{E}_2^{(3)} + \bar{G}_{12}^{(3)}), \\ B_{12} &= \bar{E}_1^{(1)} \cdot \mu_{12} \cdot h_1 + \bar{E}_1^{(2)} \cdot \mu_{12} \cdot h_2 + \frac{1}{4} \cdot h_3 \cdot (\bar{E}_1^{(3)} + \bar{E}_2^{(3)} - 4 \cdot \bar{G}_{12}^{(3)}) + \frac{1}{2} \cdot h_3 \cdot \mu_{12} \cdot \bar{E}_1^{(3)}, \\ B_{22} &= \bar{E}_2^{(1)} \cdot h_1 + \bar{E}_1^{(2)} \cdot h_2 + \frac{1}{4} \cdot \bar{E}_1^{(3)} + \frac{1}{4} \cdot \bar{E}_1^{(3)} \cdot \mu_{12} \cdot h_3 + \frac{1}{4} \cdot \bar{E}_2^{(3)} \cdot h_3 + \bar{G}_{12}^{(3)} \cdot h_3 \end{aligned} \quad (3.3.5)$$

Жесткости B_{11}, B_{12}, B_{22} определяется согласно формуле:

$$B_{pq} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i \cdot b_{pq}^i, \quad (3.3.6)$$

здесь $p, q = 1, 2$, а коэффициенты b_{pq}^i находятся согласно:

$$\begin{aligned} b_{11}^i &= \bar{E}_1^i \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \sin^4 \varphi_i + \bar{G}_{12}^i \sin^2 2\varphi_i; \\ b_{12}^i &= b_{21}^i = (\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i - 4\bar{G}_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_1^i \mu_{12}^i (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i); \\ b_{22}^i &= \bar{E}_1^i \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \cos^4 \varphi_i + \bar{G}_{12}^i \sin^2 2\varphi_i, \\ b_{33}^i &= (\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i - 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{G}_{12}^i \cos^2 2\varphi_i. \end{aligned}$$

Далее определим эффективный модуль для рассматриваемой структуры:

$$E_x = B_{11} - \frac{B_{12}^2}{B_{22}} \quad (3.3.7)$$

Потом определяются деформации от действующих нагрузок.

Зная деформации, можно определить напряжения всего пакета и в каждом слое.

Затем, используя соотношения, в которых учитывается деградация свойств слоёв, получаем деградацию эффективных характеристик материала согласно формулам:

$$\begin{aligned} E_x(\Delta) &= B_{11}(\Delta) - \frac{B_{12}^2(\Delta)}{B_{22}(\Delta)}, \\ E_y(\Delta) &= B_{22}(\Delta) - \frac{B_{12}^2(\Delta)}{B_{22}(\Delta)}, \\ G_{xy}(\Delta) &= B_{33}(\Delta) \end{aligned} \quad (3.3.8)$$

Покажем изменение эффективных характеристик для структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$).

Для данного случая считаем, что:

$$\begin{aligned} E_1^{(2)} &= K_E E_1 (1 - k^E \Delta), \\ G_{12}^{(2)} &= K_G G_{12} (1 - k^G \Delta) \end{aligned} \quad (3.3.9)$$

Верхним индексом 2 обозначен номер слоя. Согласно работе [109] получаем следующие значения для коэффициентов:

$$\begin{aligned} K_E &= 0,958, \\ K_G &= 0,887, \\ k^E &= 0,855, \\ k^G &= 2,197 \end{aligned}$$

На Рисунке 3.8 показано изменение продольного модуля упругости с учетом начального дефекта для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$.

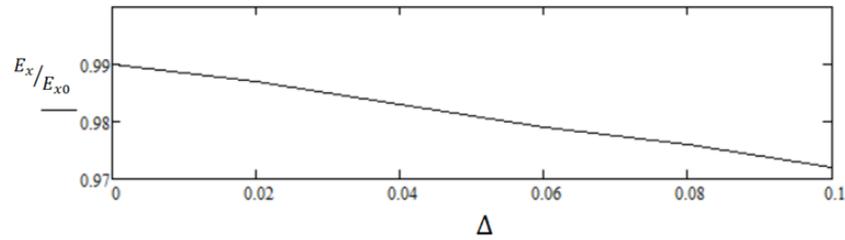


Рисунок 3.8 – Изменение продольного модуля упругости с учетом существующего начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 3.8: E_x/E_{x0} — отношение продольного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

На Рисунке 3.9 показано изменение поперечного модуля упругости с учетом начального дефекта для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$.

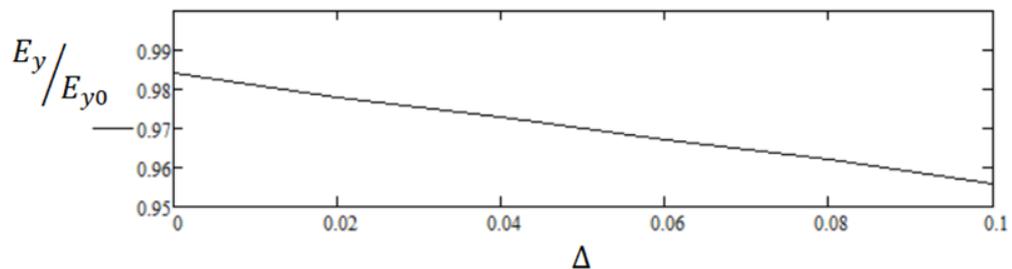


Рисунок 3.9 – Изменение поперечного модуля упругости с учетом существующего начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 3.9: E_y/E_{y0} — отношение поперечного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

На Рисунке 3.10 показано изменение модуля сдвига с учетом начального дефекта для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$.

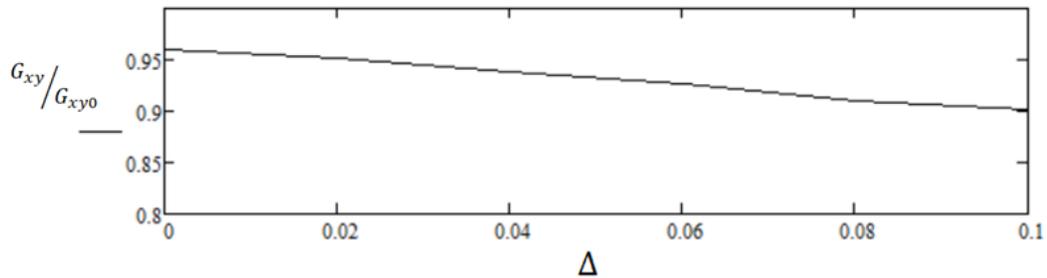


Рисунок 3.10 – Изменение модуля сдвига с учетом существующего начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 3.10: G_{xy}/G_{xy0} — отношение продольного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

Используя приведенный выше алгоритм (Рисунок 3.5), проведен аналитический расчет, в результате которого были получены значения изменения модуля упругости и модуля сдвига с ростом числа циклов.

Изменения поперечного модуля упругости и модуля сдвига для композитной структуры $(0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ)$ с ростом числа циклов показано на Рисунках 3.11, 3.12, где G/G_0 — отношение модуля сдвига поврежденного материала к неповрежденному; E_2/E_{20} — отношение поперечного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному.

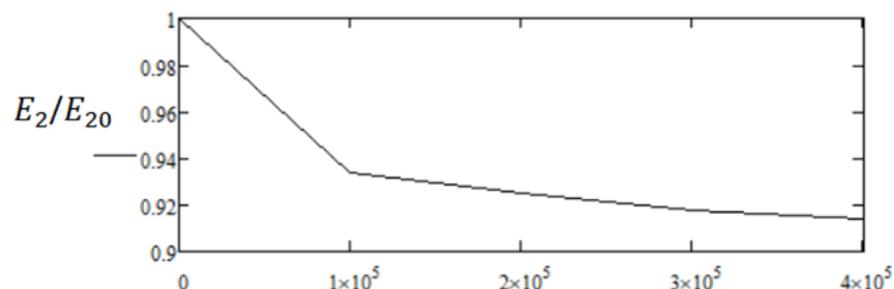


Рисунок 3.11 – Изменения поперечного модуля упругости с ростом числа ЦИКЛОВ

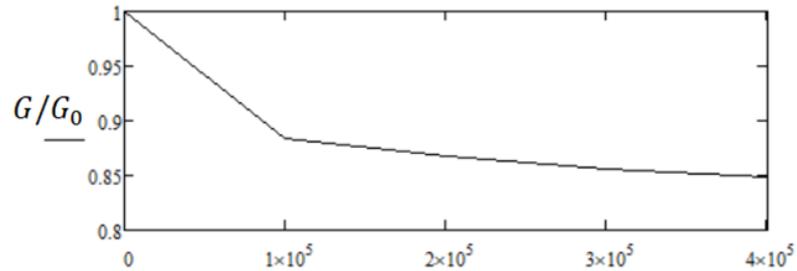


Рисунок 3.12 – Изменения модуля сдвига с ростом числа циклов

При расчете использовался критерий максимальных напряжений. Данный критерий определяет наступление разрушения при превышении одной из компонент напряжения соответствующего значения предела текучести или временного сопротивления материала [111].

Для определения разрушающих напряжений можно использовать критерий Хоффмана [111], который, в свою очередь, является расширенной версией критерия Цай-Хилла [111]. Данный критерий учитывает свойства материала при растяжении и сжатии.

Допустимо использовать критерии Пака и Кашина [111], в которых разрушение волокна и матрицы рассматривается отдельно, а разрушение при сжатии или растяжении также определяется отдельно.

3.4 Заключение по главе 3

1. Предложена методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета.

2. Приведен алгоритм расчета накопления повреждений с учетом деградации свойств композиционного материала. С использованием данного алгоритма получены изменения модуля упругости и модуля сдвига для узлов стыка авиационных конструкций с учетом напряженного состояния.

3. Рассмотрен случай накопления повреждений с учетом поперечного растрескивания в слое при циклическом нагружении.

4. Данная методика позволяет прогнозировать деградацию механических свойств композиционного материала в зависимости от числа циклов.

ГЛАВА 4 ОЦЕНКА РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В данной главе приводится методика расчета ресурса авиационных конструкций с учетом кривой усталостной долговечности. На примере расчета узла крепления вертолетной лопасти представлена методика определения ресурса конструкции, которая показывает, что использование крепежа с меньшим диаметром эффективно для увеличения ресурса конструкций.

Приведен алгоритм оценки несущей способности композитной конструкции с учетом роста поврежденности, который дает прогноз длительности работы конструкции без нарушения эксплуатационных свойств.

4.1 Определение ресурса конструкции на примере узла крепления вертолетной лопасти

Для определения безопасного ресурса конструкции при действии переменных нагрузок необходимо знать величину нагрузок, число циклов нагружения и характеристики выносливости.

Рассчитан безопасный ресурс работы лопасти вертолета при действии переменных нагрузок.

Величина переменных нагрузок зависит от времени пребывания вертолета на определённом режиме полета. Повреждаемость конструкции зависит от уровня нагружения. Поэтому в расчетах учитывается примерное время пребывания вертолётa на определённом режиме в условиях обычной эксплуатации.

Для установившихся режимов полета характерен близкий к периодическому закону процесс изменения переменных напряжений в основных элементах конструкции, в неуставившихся – режимах определяется максимальное по режиму значение полуразмаха переменных напряжений. Наиболее точный способ – определение повреждаемости конструкции, которую вносит каждый цикл нагружения. Суммарная повреждаемость определяется в результате совокупности всех размахов переменных напряжений на данном режиме.

Ресурс определяется по формуле:

$$T = \frac{N}{60 \cdot n_{вэ} \cdot i \cdot \eta'_\sigma \cdot \eta_\Sigma \cdot \eta_N} \cdot \left(\frac{\sigma_W}{\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}}^{\text{эф}}} \right)^m \quad (4.1.1)$$

Данное выражение $\left(\frac{\sigma_W}{\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}}^{\text{эф}}} \right)^m$ учитывает разницу уровня переменных напряжений при усталостных испытаниях и в полете. Значения показателя степени (учитывая, что реальные детали имеют примерно одинаковые концентрации напряжений, одинаковое количество изготовления и т.д.) можно приближенно принимать при $N < 10 \cdot 10^7$ $m = 6$, а при больших значениях N $m = 10..12$. Большая величина показателя степени m означает, что даже при небольшом понижении уровня переменных напряжений долговечность элемента конструкции значительно увеличивается [112].

Эта формула справедлива для упругого материала, которым является композиционный материал.

4.1.1 Определение срока службы лопасти по условиям выносливости

Расчет проводился по алгоритму, представленному ниже [112].

1. Эквивалентное значение полуразмаха переменных напряжений:

$$\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}} = \sqrt[m]{\sum_i \bar{n}_i \cdot \Delta\sigma_i^m} \quad (4.1.1.1)$$

Здесь \bar{n}_i – относительное время пребывания на i -ом режиме определяется по нормам летной годности вертолета (НЛГВ), $\Delta\sigma_i$ – полуразмах переменных напряжений, действующих на данном режиме; m - показатель степени кривой $\Delta\sigma = f(N)$ (принимается $m = 6$).

2. Эффективное значение эквивалентного полуразмаха:

$$\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}}^{\text{эф}} = \sqrt{[\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}} + \psi \cdot (\sigma_0 - \sigma_{\text{ОИСП}})]^2 + 4\Delta r^2} \quad (4.1.1.2)$$

Здесь σ_0 – статическая подгрузка в полете; Δr – полуразмах касательных напряжений; $\sigma_{0\text{исп}}$ – статическая подгрузка при испытаниях на выносливость; ψ – коэффициент, учитывающий влияние статической подгрузки.

3. Предел выносливости на базе $N = 10 \cdot 10^6$ циклов:

$$\sigma_W = \sigma_{W\text{исп}} \left(\frac{N_{\text{исп}}}{N} \right)^{\frac{1}{m}}. \quad (4.1.1.3)$$

Здесь $\sigma_{W\text{исп}}$ – полуразмах переменных напряжений при испытаниях на выносливость; $N_{\text{исп}}$ – число циклов до разрушения для наихудшего образца.

4. Срок службы определяется формулой (4.1.1).

Здесь $n_{вэ}$ – число оборотов винта в минуту; i – номер, определяющий гармоники переменных напряжений (для лопастей несущего винта применяется $i = 1$); η'_σ – коэффициент запаса по напряжению, рассчитанный в запас по числу циклов ($\eta'_\sigma = 3$); η_N – коэффициент запаса на разброс характеристик выносливости; η_Σ – коэффициент запаса на гипотезу суммирования. Размерность срока службы в часах.

4.1.2 Исходные данные для расчета ресурса вертолетной лопасти

Конструкция вертолетной лопасти, а также характеристики используемого материала, укладка слоев представлены в главе 2. Проектировочный расчет, а также расчет на статическую прочность выполнен в главе 2.

Для расчета были использованы данные, приведенные в Таблице 4.1, в зависимости относительного времени пребывания на режиме.

Таблица 4.1 – Исходные данные

Режим	Относительное время пребывания на режиме, \bar{n}_i	$\Delta\sigma_i$, МПа
Висение	0,1	0,15
Полет на малой скорости	0,1	1,2
Разгон	0,02	0,4
Набор высоты	0,06	0,5
Крейсерский	0,55	1
Полет на максимальной скорости	0,1	1,2
Планирование	0,05	0,4
Торможение	0,02	1,4
Весь полет	1	

Эквивалентное значение полуразмаха переменных напряжений определяется из формулы (4.1.1.1):

$$\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}} = 0,1 \text{ кгс/мм}^2$$

Полученные значения используются в формулах (4.1.1.1), (4.1.1.2), (4.1.1.3) и (4.1.1):

$\sigma_0 = 3 \text{ кгс/мм}^2$ – статическая подгрузка;

$\sigma_{0\text{исп}} = 2,04 \text{ кгс/мм}^2$ - статическая подгрузка при испытаниях на выносливость;

$\psi = 0,1$ - коэффициент, учитывающий влияние статической подгрузки;

$\Delta r = 0,152 \text{ кгс/мм}^2$ - полуразмах касательных напряжений для лопасти с болтами диаметром 8 мм;

$\Delta r = 0,07 \text{ кгс/мм}^2$ - полуразмах касательных напряжений для лопасти с болтами диаметром 30 мм;

$\sigma_{W\text{исп}} = 2,04 \text{ кгс/мм}^2$ - полуразмах переменных напряжений при испытаниях на выносливость;

$\eta'_\sigma = 3$ - коэффициент запаса по напряжению;

$\eta_N = 4$ - коэффициент запаса на разброс характеристик выносливости;

$\eta_\Sigma = 1$ - коэффициент запаса (выбирается из условий норм прочности) [112].

$\omega = 238 \text{ об/мин}$ – число оборотов в минуту.

4.1.3 Результаты расчета и усталостной долговечности типовой лопасти вертолета

Под термином «усталостная долговечность» понимается прогнозируемый период времени переменного нагружения, по истечении которого под воздействием расчетного спектра может произойти усталостное разрушение [113].

Для расчета усталостной долговечности необходимо выбрать кривую усталости. Для расчета типовой лопасти вертолета будем использовать кривую, показанную на Рисунке 4.1.

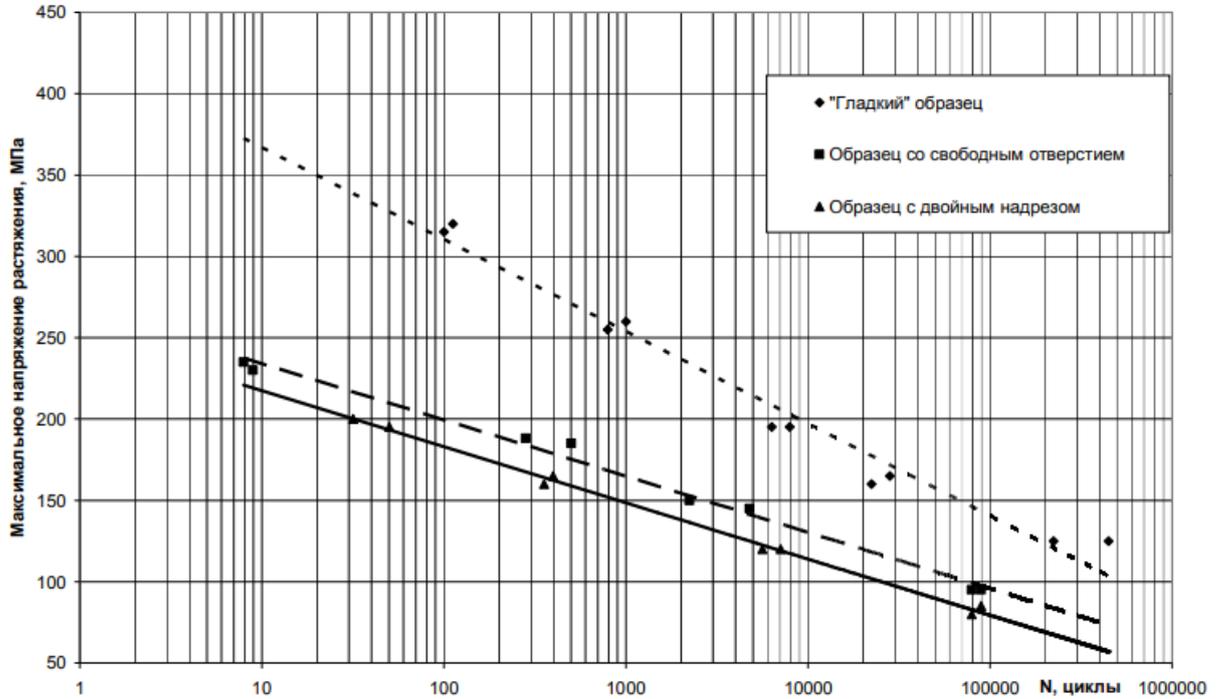


Рисунок 4.1 – Кривые усталости образцов с геометрическими концентраторами из пластика типа GRP [12]

Используя результаты проектировочного расчета, далее рассматривается модель вертолетной лопасти данную с болтами 30мм и спроектированную с болтами 8 мм [114].

Проведен расчет для конструкции с болтами диаметром 8 мм. Воспользуемся значениями нормального растягивающего напряжения, полученные в модели конечно-элементного анализа (Рисунок 4.2).

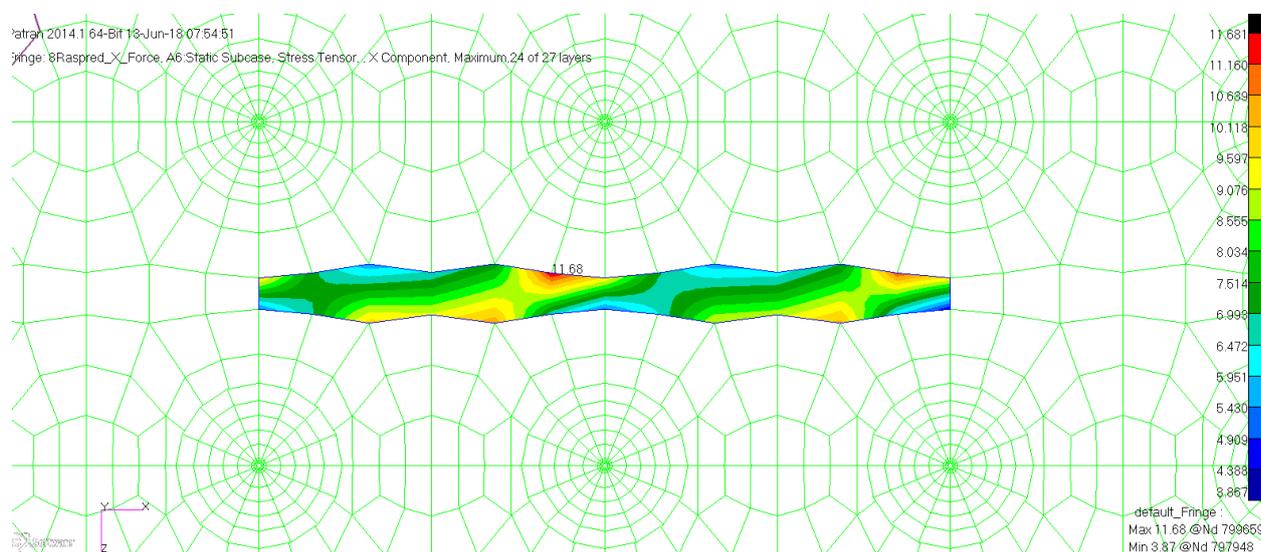


Рисунок 4.2 – Нормальные напряжения в модели с болтами диаметром 8 мм

Напряжение $\sigma = 11,6 \text{ кгс/мм}^2$, переводим в МПа.

$$\sigma = 116 \text{ МПа}$$

Существуют различные модели оценки усталостной долговечности элементов, такие как:

- Уравнение Менделла;
- Уравнение Рейфснайдера;
- Модель Сендецкого;
- Модель Трунина;
- Модель Кассапоглоу.

Использовалась уравнение Менделла, которое при обработке экспериментальных данных позволяет получить корректное совпадение расчетных и экспериментальных характеристик по сравнению с другими моделями оценки усталостной долговечности.

Это уравнение представляет собой один из наиболее простых способов аппроксимации экспериментально полученной кривой $\sigma - N$ при циклическом растяжении стеклопластиков в диапазоне $10^2 - 10^6$ циклов.

Уравнение Менделла имеет следующий вид:

$$\sigma_{max} = a + b \cdot \lg N \quad (4.1.3.1)$$

Здесь σ_{max} – максимальное значение циклических напряжений растяжения «гладкого», то есть без концентраторов напряжений композита; N – число циклов нагружения до разрушения; a и b – константы уравнения.

В уравнении (4.1.3.1) определяем константы a и b . Теперь расчетное уравнение выглядит:

$$\sigma = 400 - 50 \cdot \lg N \quad (4.1.3.2)$$

Подставляя σ в уравнение (4.1.3.2), определяем количество циклов:

$$N = 500000 \text{ циклов}$$

Определяем предел выносливости на базе $N = 10 \cdot 10^6$ циклов по формуле (4.1.1.3):

$$\sigma_W = 1,3 \text{ кгс/мм}^2$$

На Рисунке 4.3 показаны касательные напряжения, полученные в конечно-элементной модели для конструкции вертолетной лопасти с болтами 8 мм.

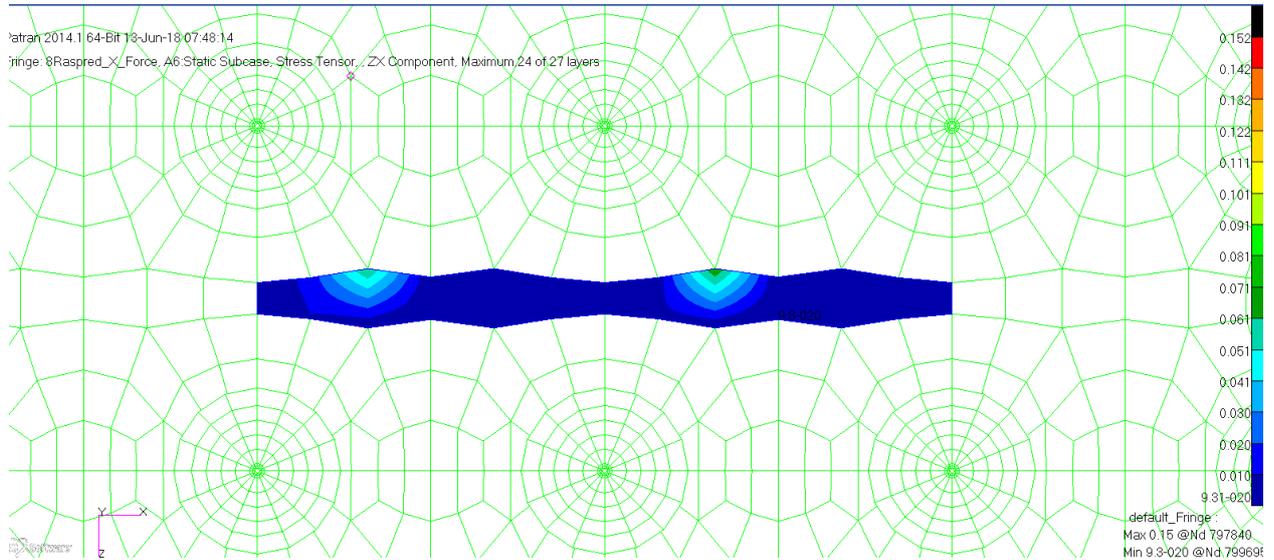


Рисунок 4.3 – Касательные напряжения для конструкции вертолетной лопасти с болтами 8 мм

Определено эффективное значение эквивалентного полуразмаха по формуле (4.1.1.2):

$$\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}}^{\text{ЭФ}} = 0,36 \text{ кгс/мм}^2$$

Используя формулу (4.1.1), определяем ресурс лопасти в часах:

$$T = \frac{500000}{60 \cdot 238 \cdot 1 \cdot 3 \cdot 1 \cdot 4} \cdot \left(\frac{1,3}{0,36}\right)^6 = 6470 \text{ часов}$$

Аналогично проведен расчет для конструкции с болтами диаметром 30 мм. Воспользуемся значениями нормальных растягивающих напряжений, полученными в модели конечно-элементного анализа (Рисунок 4.4).

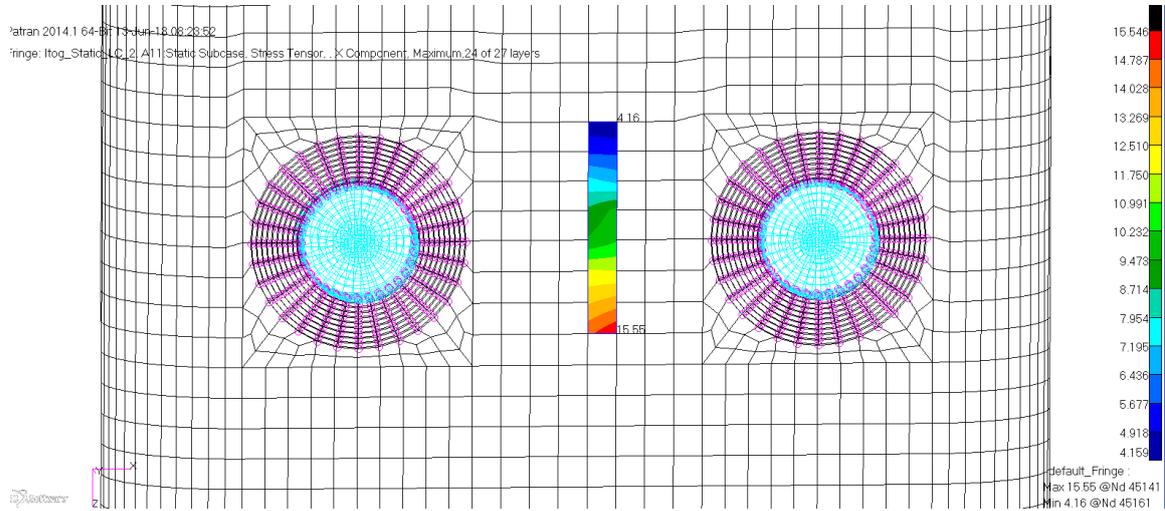


Рисунок 4.4 – Нормальные напряжения в модели с болтами диаметром 30 мм

Напряжение $\sigma = 14,2 \text{ кгс/мм}^2$, переводим в МПа.

$$\sigma = 142 \text{ МПа}$$

Подставляя σ в уравнение (4.1.3.1), определяем количество циклов:

$$N = 160000 \text{ циклов}$$

Предел выносливости на базе $N = 10 \cdot 10^6$ циклов по формуле (4.1.1.3):

$$\sigma_w = 0,93 \text{ кгс/мм}^2$$

На Рисунке 4.5 представлены касательные напряжения, полученные в конечно-элементной модели для конструкции вертолетной лопасти с болтами 30мм.

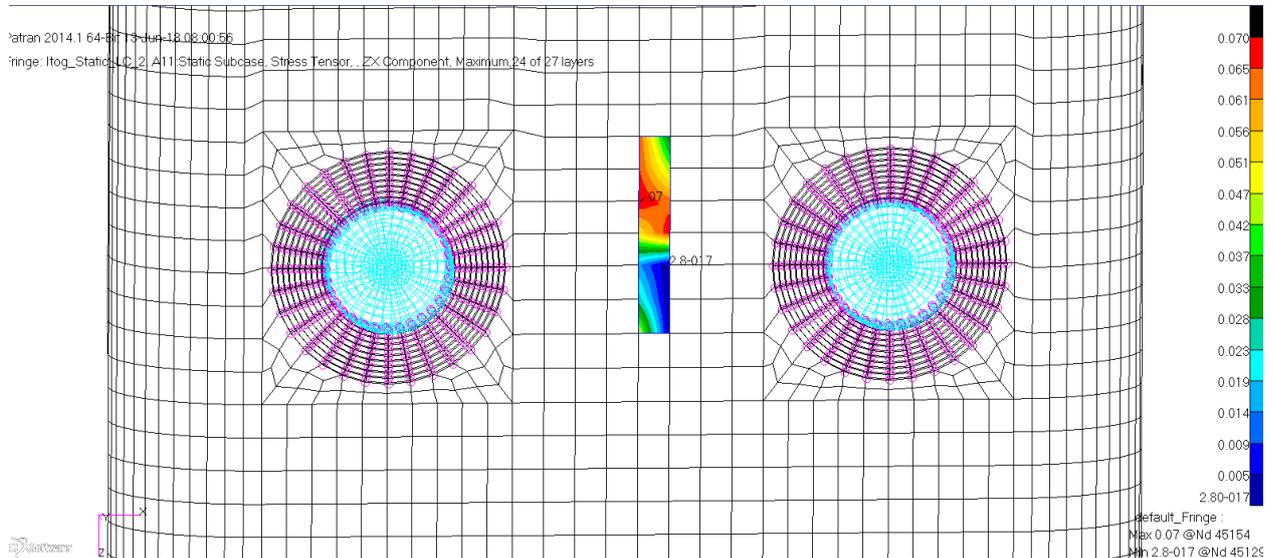


Рисунок 4.5 – Касательные напряжения в модели с болтами диаметром 30 мм

Эффективное значение эквивалентного полуразмаха вычисляется по формуле (4.1.1.2):

$$\Delta\sigma_{\text{ЭКВ}}^{\text{ЭФ}} = 0,24 \text{ кгс/мм}^2$$

Используя формулу (4.1), получен ресурс лопасти в часах:

$$T = \frac{160000}{60 \cdot 238 \cdot 1 \cdot 3 \cdot 1 \cdot 4} \cdot \left(\frac{0,93}{0,24}\right)^6 = 3161 \text{ часов}$$

4.2 Оценка несущей способности композиционной конструкции с учетом роста поврежденности

Для определения несущей способности конструкции с учетом роста поврежденности в качестве примера рассмотрим узел крепления вертолетной лопасти (который рассматривался в главе 2 и 3). Выбирается зона, где будет происходить значительное увеличение нормальных напряжений. Именно эта зона будет рассмотрена для оценки степени изменения несущей способности элементов композитных конструкций из-за накопления повреждений.

Принимаем критерий прочности Мизеса-Хилла в качестве критерия для описания предельной поверхности прочности:

$$\left(\frac{\sigma_x}{\sigma_{bx}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_x\sigma_y}{\sigma_{bx}\sigma_{by}}\right) + \left(\frac{\sigma_y}{\sigma_{by}}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau_b}\right)^2 \leq 1. \quad (4.2.1)$$

Здесь σ_x - нормальные напряжения по оси x ; σ_y - нормальные напряжения по оси y ; τ - сдвиговые напряжения; σ_{bx} - предел прочности по оси x ; σ_{by} - предел прочности по оси y ; τ_b - предел прочности на сдвиг.

Введены коэффициенты, характеризующие изменение модулей упругости из-за роста поврежденности.

$$k_{E_x} = \frac{E_x}{E_{0x}} = 1 - k_{1E_x}S, \quad k_{E_y} = \frac{E_y}{E_{0y}} = 1 - k_{1E_y}S, \quad k_G = \frac{G}{G_0} = 1 - k_{1G}S, \quad (4.2.2)$$

где S - повреждаемость материала.

В (4.2.2) коэффициенты $k_{E,G}$ выражаются через параметры поврежденности. Например, $k_{E_x} = \left[1 - K_E \left(1 - e^{-bn}\right)\right]$, где n - число циклов нагружения, b -постоянная величина.

Нагружение предполагается циклическое и структура композитной конструкции известна $(0, \pm 45)_s$, будем считать, что известны изменения модулей

упругости с числом циклов нагружения. Таким образом, коэффициенты k_{Ex} , k_{Ey} и k_G известны. Имеется возможность рассмотреть произвольную структуру из материала, свойства которого были приведены в главе 2. Изложенный алгоритм позволяет прогнозировать поведение слоистого композиционного материала с различными структурами.

Критерий прочности (4.2.1), (4.2.2) и уравнения модели деградации позволяют дать оценку предельной несущей способности рассматриваемой конструкции в предположении, что прочность конструкции определяется прочностью панели в наиболее нагруженной точке.

Предполагалось, что деформация поврежденной и неповрежденной панели равны ($\varepsilon_n = \varepsilon_{nen.}$) и учитывая соответственно равенства:

$$\begin{aligned} \frac{(\sigma_x)_n.}{E_x} &= \frac{\sigma_x}{E_{0x}}; (\sigma_x)_n. = k_{Ex} \sigma_x; \\ \frac{(\sigma_y)_n.}{E_y} &= \frac{\sigma_y}{E_{0y}}; (\sigma_y)_n. = k_{Ey} \sigma_y; \end{aligned} \quad (4.2.3)$$

$$\frac{\tau_{n.}}{G} = \frac{\tau}{G_0}; \tau_{n.} = k_G \tau,$$

Отсюда находим:

$$\left(\frac{(\sigma_x)_n.}{\sigma_{bx} k_{Ex}} \right)^2 - \left(\frac{(\sigma_x)_n. \cdot (\sigma_y)_n.}{\sigma_{bx} k_{Ex} \cdot \sigma_{by} k_{Ey}} \right) + \left(\frac{(\sigma_y)_n.}{\sigma_{by} k_{Ey}} \right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau_b k_G} \right)^2 \leq 1 \quad (4.2.4)$$

Последнее равенство (4.2.4) использовалось для определения предельных нагрузок:

$$P_{\max} = \sqrt{I / \left[\left(\frac{(\sigma_x/P)_{\max}}{\sigma_{bx} k_{Ex}} \right)^2 - \left(\frac{(\sigma_x \sigma_y / P^2)_{\max}}{\sigma_{bx} k_{Ex} \cdot \sigma_{by} k_{Ey}} \right) + \left(\frac{(\sigma_y/P)_{\max}}{\sigma_{by} k_{Ey}} \right)^2 + \left(\frac{(\tau_{xy}/P)_{\max}}{\tau_b k_G} \right)^2 \right]} \quad (4.2.5)$$

Уравнением (4.2.5) дается приближенное решение проблемы предельной несущей способности с учетом роста поврежденности. Видно, что предельная нагрузка падает с ростом числа циклов нагружения.

Уравнение (4.2.4) также как и уравнение (4.2.1) определяет поверхность прочности. Так как коэффициенты k_{Ex} , k_{Ey} и k_G зависят от числа циклов нагружения, то уравнение (4.2.1) дает зависимость предельной поверхности от числа циклов, то есть с учетом роста поврежденности. На Рисунке 4.11 приведены поверхности прочности, построенные для разных циклов нагружения для конкретной модели деградации конкретного слоистого композита.

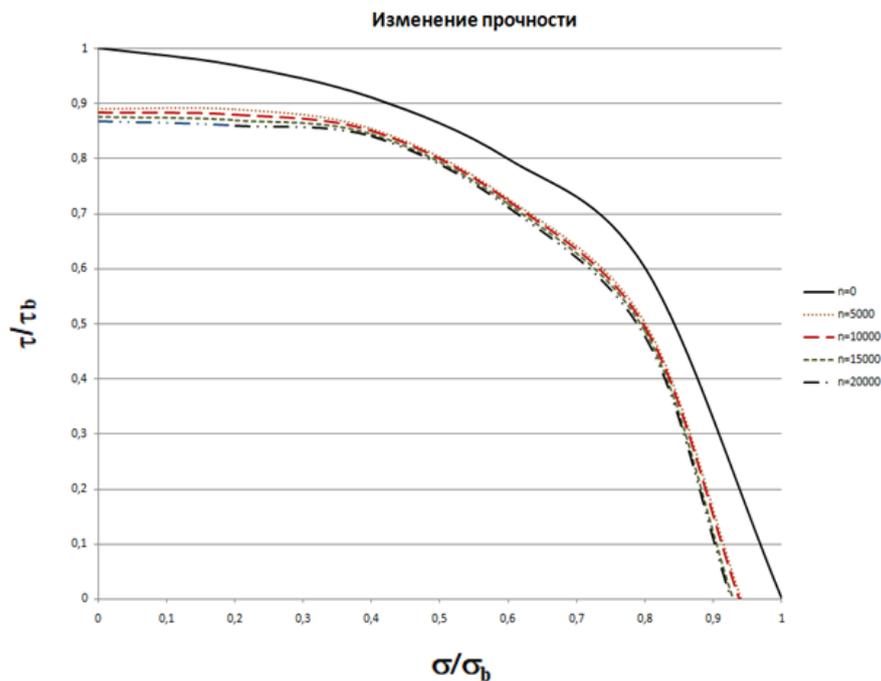


Рисунок 4.11 – Поверхность прочности от совместного действия нормальных и касательных напряжений в самой нагруженной точке сечения

На Рисунке 4.11 n - число циклов.

Необходимо отметить, что соотношение (4.2.5) позволяет решить и одну из главных проблем - оценки допустимого «срока службы» конструктивного элемента, то есть прогноза длительности работы конструкции без нарушения эксплуатационных свойств.

Считаем, что главным эксплуатационным критерием является критерий выполнения прочности. Пусть задана предельная эксплуатационная нагрузка, то есть левая часть равенства (4.2.5). Правая часть при этом зависит от числа циклов нагружения и учитывает процессы деградации.

На Рисунке 4.12 показано изменение предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.

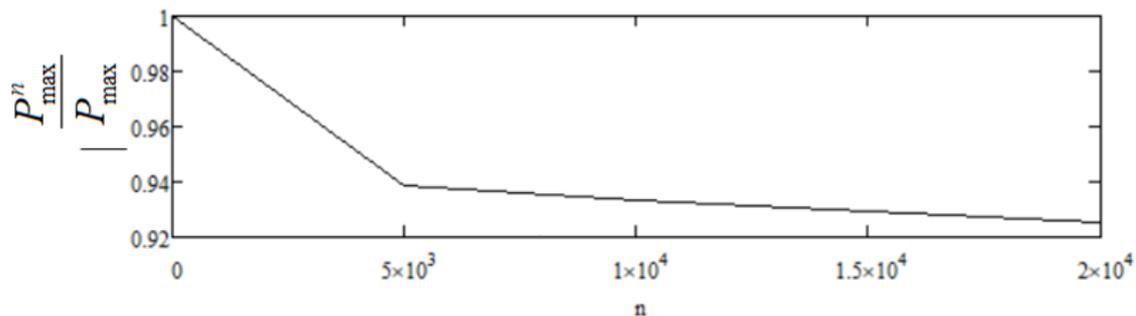


Рисунок 4.12 – Изменение предельной нагрузки вследствие поврежденности материала

На Рисунке 4.12: n - число циклов, P_{\max}^n - величина предельной нагрузки для поврежденного материала, P_{\max} - величина предельной нагрузки для неповрежденного материала.

Спрогнозировать срок службы конструкции можно используя следующий алгоритм.

Предполагается, что в максимально нагруженных точках конструкции условия прочности выполняются, то есть точка с максимальными действующими напряжениями лежит внутри поверхности прочности.

1. Первым шагом определяются параметры поврежденности для конкретной структуры материала конструкции.

2. Затем для различных значений числа циклов рассчитываются характеристики деградации (формула (4.2.3)).
3. Следующим шагом, зная характеристики деградации, вычисляются напряжения и соответственно левая часть неравенства (формула 4.2.4), то есть можно построить поверхность прочности для поврежденного материала.
4. Далее процесс расчета продолжается с увеличением значений числа циклов, пока не нарушается неравенство (4.2.4) при некотором значении $n = n^*$, которое и является предельным для данной конструкции.

Используя предложенную методику расчета поврежденности материала конструкции, можно определять длительность работы конструкции без нарушения эксплуатационных свойств.

Полученные точки падения прочности на предельных кривых в зависимости от величин усилий можно построить кривую падения предельных нагрузок от числа циклов или времени работы, которая и дает предельное значение циклов нагружения $n = n^*$.

4.3 Заключение по главе 4

1. Расчет вертолетной лопасти показал, что лопасть с болтами диаметром 8 мм имеет ресурс больший, чем лопасть с болтами диаметром 30 мм за счет уменьшения нагрузки каждого болта на материал лопасти.
2. Использование меньшего диаметра предпочтительней, так как значительно уменьшается перерезание волокон, что увеличивает ресурс работы лопасти.
3. Приведена методика расчета для определения длительности работы композитной конструкции с учетом роста поврежденности.

4. С помощью методики оценки несущей способности конструкции из композиционного материала с учетом поврежденности и получения точки падения прочности на предельных кривых в зависимости от величин усилий можно построить кривую падения предельных нагрузок от числа циклов или времени работы, которая и дает предельное значение циклов.

Данный алгоритм можно использовать для определения срока службы конструкций из композиционных материалов.

5. На примере узла крепления вертолетной лопасти показан график изменения предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.

ГЛАВА 5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В КОМПОЗИТНЫХ СОЕДИНЕНИЯХ

В данной главе представлены результаты эксперимента болтовых соединений для композитных образцов. Эксперимент проведен с целью исследования накопления повреждений образцов композитных соединений под действием растягивающих циклических напряжений с постоянной частотой и подтверждения методики расчета накопления повреждений в узлах авиационных конструкций.

5.1 Испытания элементов конструкции

В ходе исследования изготавливались 2 типа образцов: металло-композитные болтовые соединения и композитные болтовые соединения.

Для испытаний композитных соединений использовался материал препрег АСМ 102 С200UD с однонаправленной и симметричной укладкой волокон. На Рисунке 5.1 показана используемая укладка волокон.

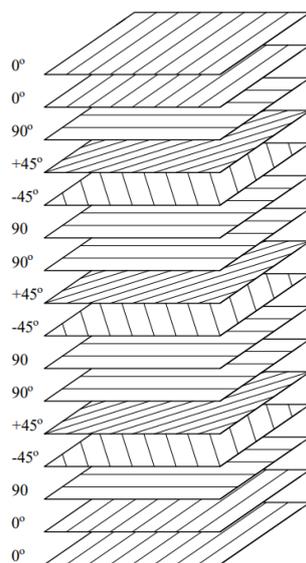


Рисунок 5.1 – Схема укладки волокон образца

Образцы изготавливались с накладками на концах. Способ формования - ручная выкладка.

На Рисунках 5.2 и 5.3 представлен технологический процесс изготовления пластин с использованием препрега и пакет композита из препрега.

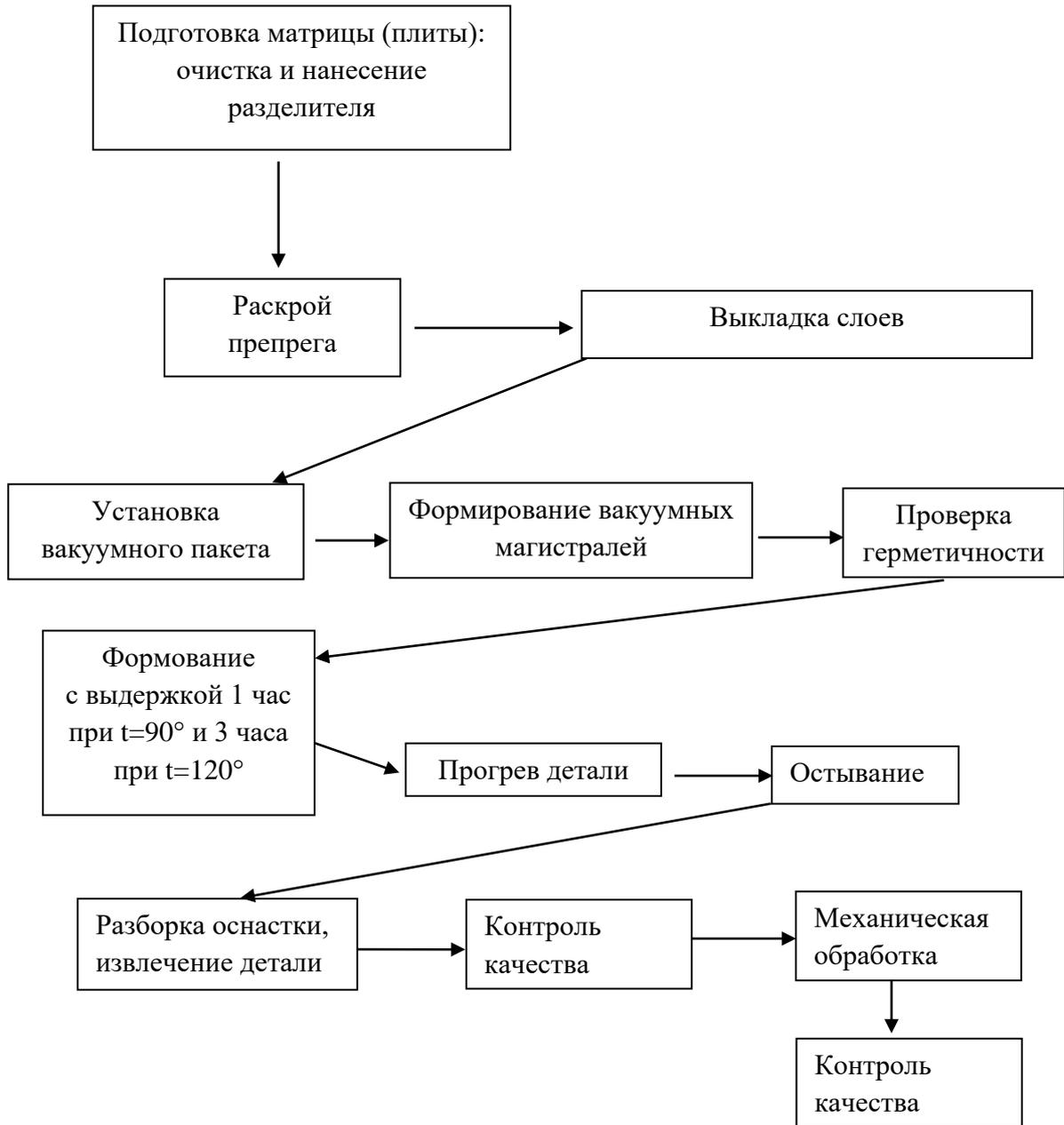


Рисунок 5.2 – Схема процесса изготовления пластин с использованием препрега

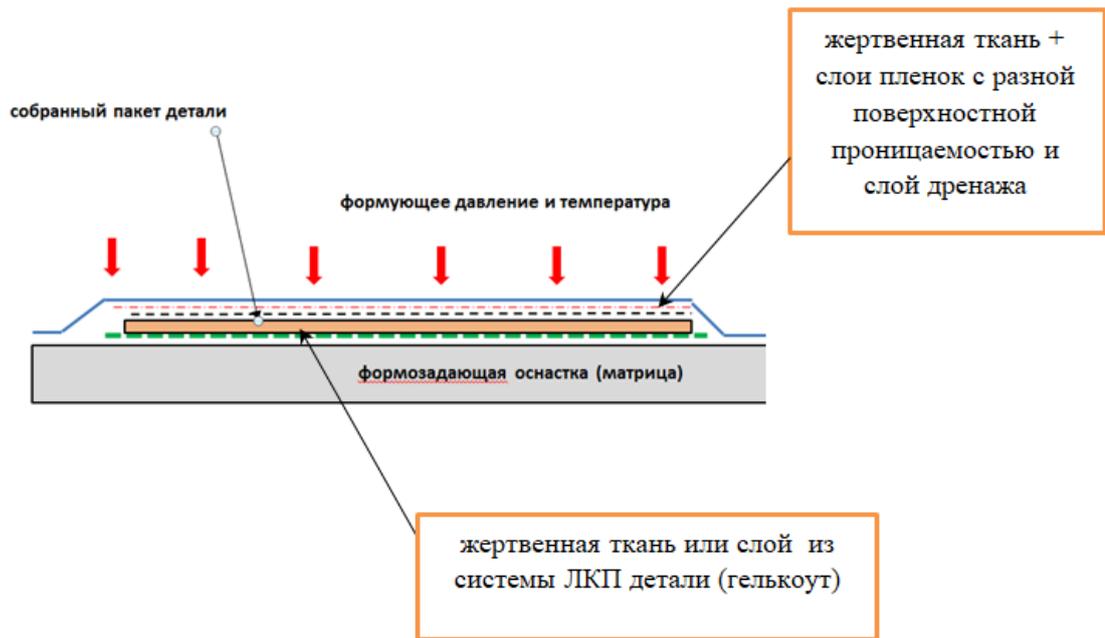


Рисунок 5.3 – Пакет композита из препрега

На Рисунке 5.4 показана схема соединения композитных образцов для испытаний.

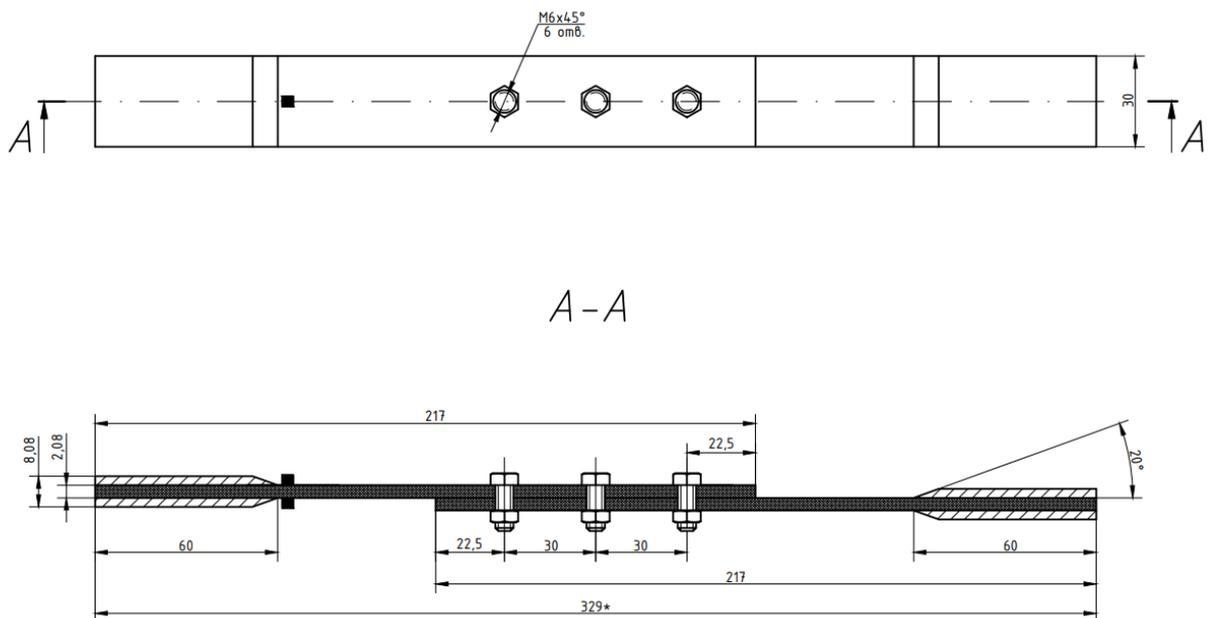


Рисунок 5.4 – Схема соединения композитных образцов

На Рисунке 5.5 показана схема соединения металло-композитных образцов для испытаний.

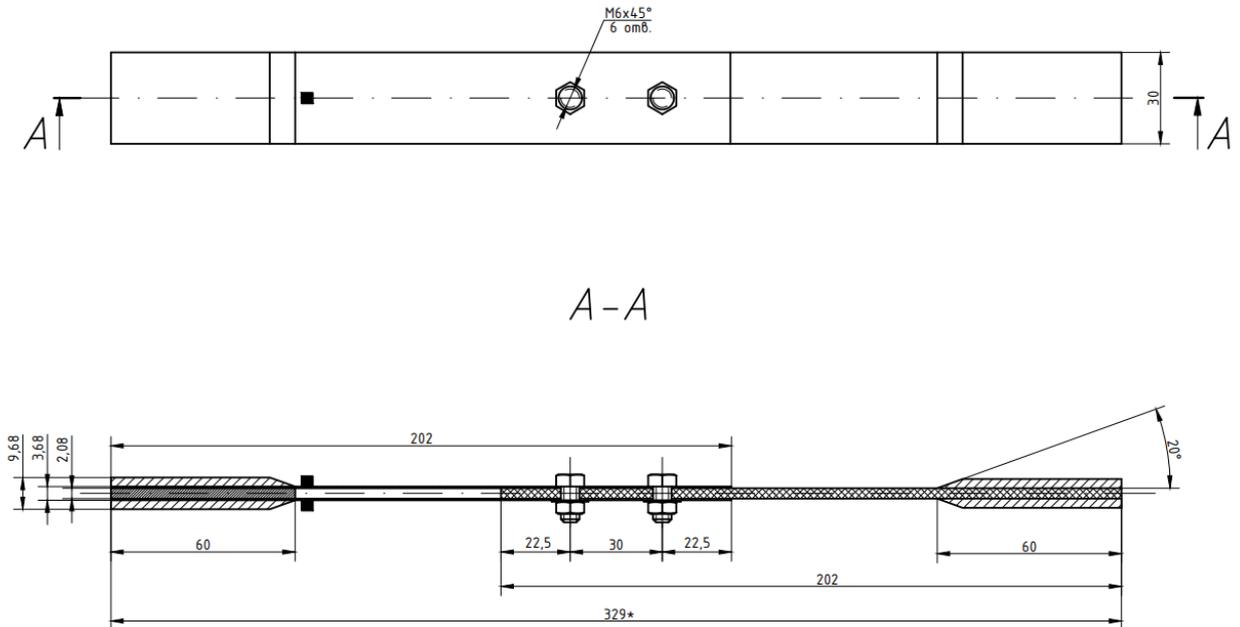


Рисунок 5.5 – Схема соединения металло-композитных образцов

На Рисунке 5.6 показана схема соединения металл-композит-металл, крепеж осуществляется с помощью титанового болта. Шайбы выбирались увеличенные.

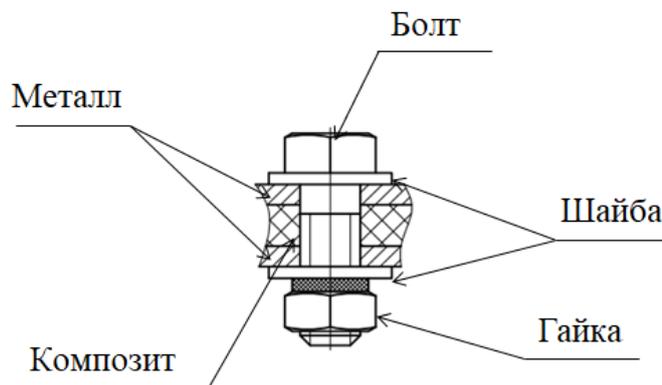


Рисунок 5.6 – Схема соединения металл-композит-металл

На Рисунке 5.7 показана схема соединения композит-композит, крепеж осуществлялся с помощью титанового болта.

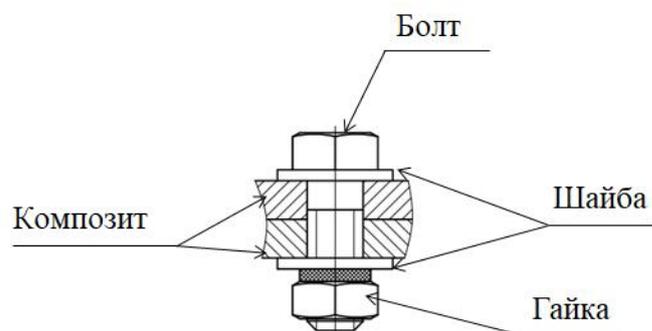


Рисунок 5.7 – Схема соединения композит-композит

В качестве металла использовались алюминиевые листы толщиной 0,8мм. Материал болтов- титан.

Раскрой угле-ткани выполнялся согласно Рисунку 5.8

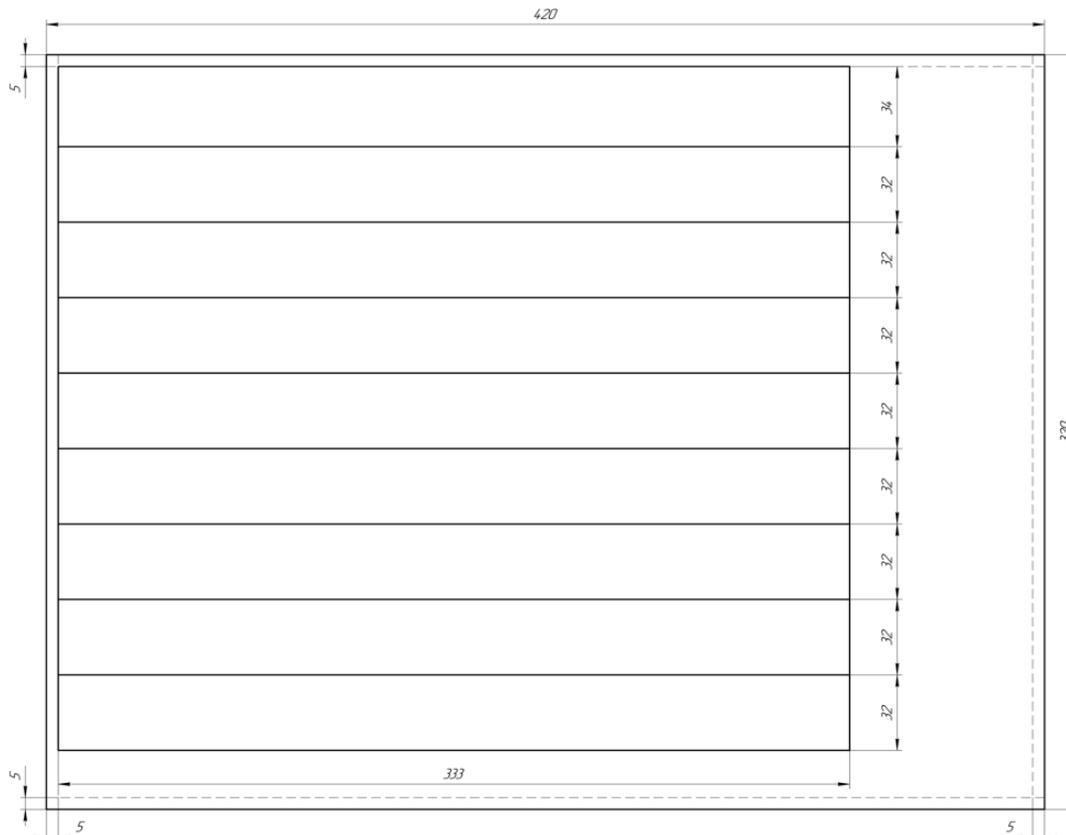


Рисунок 5.8 – Раскрой ткани для композитной части образцов

В Таблице 5.1 показано количество испытываемых образцов.

Таблица 5.1 – Количество образцов для испытаний

Тип образца	Статические испытания	Усталостные испытания
Композитное соединение	3	12
Металло-композитное соединение	3	-

Испытания проводились на статическую прочность и на усталостную прочность.

5.2 Испытания для определения характеристик материала образцов

Для уточнения характеристик композиционного материала проводились испытания на тестовых образцах.

Испытывалось 2 типа образцов. Первый тип с укладкой – $0_2(90/+45/-45/90)_30_2$, второй тип образцов с укладкой $90_2(0/+45/-45/0)_390_2$.

На Рисунке 5.9 показаны образцы до испытаний с первым типом укладки.

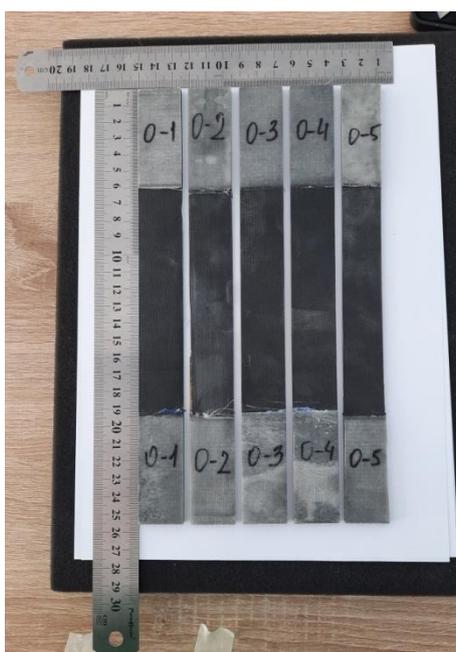


Рисунок 5.9 – Образцы до испытаний с первым типом укладки

На Рисунке 5.10 показаны образцы до испытаний со вторым типом укладки.

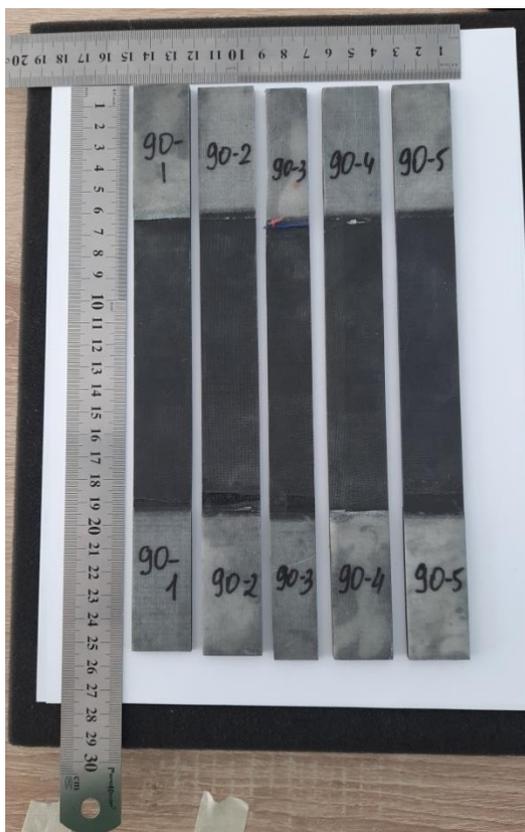


Рисунок 5.10 – Образцы до испытаний со вторым типом укладки

На Рисунке 5.11 приведена геометрическая форма образцов для испытаний.

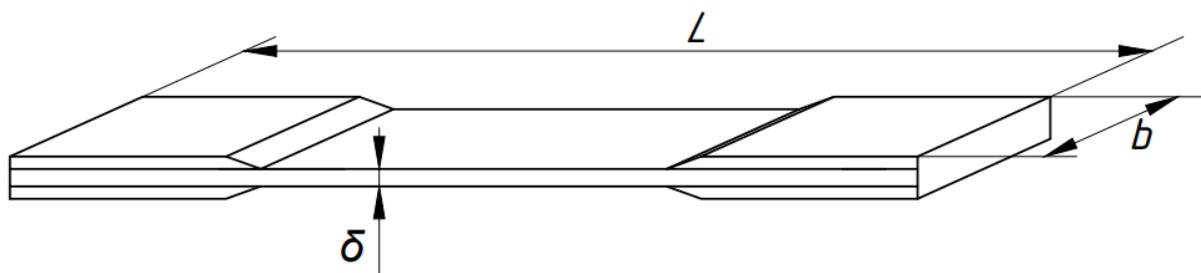


Рисунок 5.11 – Геометрическая форма образцов для испытаний

В Таблице 5.2 приведены геометрические характеристики образцов.

Таблица 5.2 – Геометрические характеристики образцов

№ п/ п	Маркировка образца	Геометрические параметры			
		Площадь поперечного сечения образца S , мм ²	Ширина рабочей части образца b , мм	Толщина рабочей части образца δ , мм	Длина образца L , мм
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>	<i>6</i>
1	0-1	48,73	25,38	1,92	254
2	0-2	45,88	24,8	1,85	254
3	0-3	53,02	25,37	2,09	254
4	0-4	52,85	25,41	2,08	254
5	0-5	46,31	22,37	2,07	253,5
6	90-1	55,814	25,37	2,2	251
7	90-2	53,214	25,34	2,1	251
8	90-3	40,91	19,48	2,1	251
9	90-4	49,78	25,27	1,97	251
10	90-5	54,01	25,24	2,14	251

На Рисунке 5.12 показан образец во время испытаний.



Рисунок 5.12 – Образец в процессе испытаний

На рисунке 5.13 приведены фотографии образцов после испытаний с первым типом укладки.



Рисунок 5.13 – Образцы после испытаний с первым типом укладки

На рисунке 5.14 приведены фотографии образцов после испытаний со вторым типом укладки.



Рисунок 5.14 – Образцы после испытаний со вторым типом укладки

Накладки изготавливались из стеклотекстолита толщиной 2 мм и приклеивались с помощью эпоксидного клея.

Испытания проводились на универсальной электромеханической разрывной машине INSTRON 50кН.

Принцип действия разрывной машины заключается в том, что один из зажимов, в котором закреплен образец, перемещается с постоянной скоростью, в то время как второй зажим, соединенный с датчиком силоизмерителя, остается практически неподвижным.

Разрывная машина позволяет определить механические характеристики материала.

Эксперимент проводился на растяжение образцов с целью определения модуля упругости материала, предела прочности и разрушающей силы.

Скорость испытания – 2мм/мин, температура 25°C.

По результатам испытаний получены данные, которые представлены в Таблицах 5.3, 5.4, 5.5.

Таблица 5.3 – Результаты испытаний

Образец	E , МПа	Предельная деформация	Максимальная нагрузка, Н	Предел прочности, МПа
0-1	70516,83	0,01426	48766	1005,57
0-2	51244,31	0,01187	27907,65	608,27
0-3	42047	0,021	49014	884,15
0-4	65114	0,01424	49007	927,23
0-5	-	-	-	-
90-1	61509	0,01422	48818,96	874,67
90-2	159842	0,0057	48452,64	911,1
90-3	51202,42	0,01813	37975,23	928,3
90-4	68211,077	0,01336	46059,14	911,3
90-5	-	-	-	-

Таблица 5.4 – Результаты статических испытаний для образцов с первым типом укладки

Параметр	E , МПа	Предел прочности, МПа
Среднее	56181	856,3

Таблица 5.5 – Результаты статических испытаний для образцов со вторым типом укладки

Параметр	E , МПа	Предел прочности, МПа
Среднее	85191	906,34

Также получены диаграммы деформирования. На Рисунке 5.15 представлена диаграмма деформирования для образца №1. Аналогичные диаграммы деформирования для образцов №2,3,4,6,7,8,9 показаны в Приложении 1 на Рисунках 1-7.

Для образца №1 на Рисунке 5.16 показан график нагрузка-перемещение. Аналогичные графики для образцов №2,3,4,6,7,8,9 приведены в Приложении 1 на Рисунках 8-14.



Рисунок 5.15 – Диаграмма деформирования для образца №1



Рисунок 5.16 – График нагрузка-перемещение для образца№1

5.3 Результаты статических испытаний композитных и металло-композитных соединений

Проведены статические испытания композитных соединений и металло-композитных соединений. В результате статических испытаний определялась разрушающая нагрузка, значение которой в дальнейшем использовалось при циклических испытаниях.

Испытания композитных соединений проводились на универсальной сервогидравлической испытательной машине Shimadzu ENF-EV101K2-040N-1A.

Скорость испытания – 2мм/мин, температура 22,9°C; влажность 50,1 %.

На Рисунке 5.17 показан характер разрушения образца композитного соединения.



Рисунок 5.17 – Разрушение образца композитного соединения при статических испытаниях

В Таблице 5.4 приведены геометрические параметры образцов, а также результаты лабораторных статических испытаний.

Таблица.5.4 – Результаты лабораторных испытаний для композитных соединений

№ П/ П	Марки ровка образц а	Геометрические параметры			Максималь ная сила нагруже ния F_{max} , кН	Времен ное сопротив ление σ_b , Н/мм ²
		Площадь поперечно го сечения образца S , мм ²	Ширина рабочей части образца b , мм	Толщина рабочей части образца h , мм		
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>	<i>6</i>	<i>7</i>
1	CFRP1 static	133,84	30,84	4,34	28,9	216,41
2	CFRP2 static	123,52	30,88	4,00	30,3	245,73
3	CFRP3 static	133,28	31,14	4,28	29,5	221,67

Результаты среднего значения разрушающей нагрузки статических испытаний для композитных соединений показаны в Таблице 5.5.

Таблица 5.5 – Результаты статических испытаний для композитных образцов

Параметр	Нагрузка разрушения, Н
Среднее	29620,8
Стендовые отклонения	697,0

На Рисунке 5.18 показаны композитные образцы после проведения статических испытаний.



Рисунок 5.18 – Композитные образцы после статических испытаний

Таблица 5.6 – Результаты лабораторных испытаний для металло-композитных соединений

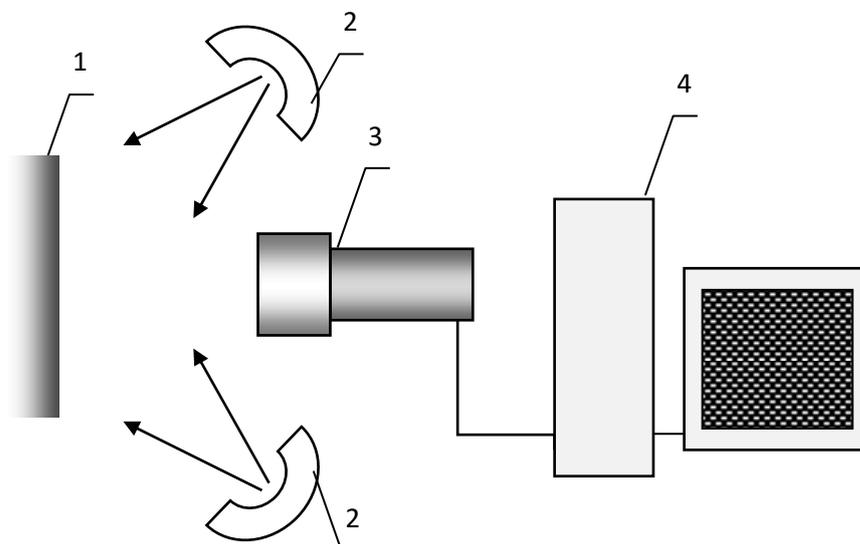
№ п/ п	Марки ровка образц а	Геометрические параметры		Максимальная сила нагружения F_{max} , кН
		Ширина рабочей части образца b , мм	Толщина рабочей части образца h , мм	
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>
1	1	30,83	3,506	15,5
2	2	30,76	3,506	16,22
3	3	30,86	3,506	15,77

Результаты среднего значения разрушающей нагрузки статических испытаний для металло-композитных соединений показаны в Таблице 5.7.

Таблица 5.7 – Результаты статических испытаний для металло-композитных образцов.

Параметр	Нагрузка разрушения, кН
Среднее	15,83

Для образца №1 были проведены статические испытания с использованием корреляции цифровых изображений (КЦИ). Типичная оптическая схема эксперимента представлена на рисунке 5.19.



Объект со спекл-структурой освещается таким образом, чтобы на поверхности отсутствовали теневые зоны. Негативное воздействие на возможность выполнения измерений оказывает также наличие ярких бликов, поэтому целесообразным является использование диффузно рассеянного освещения. Регистрация изображений до и после нагружения объекта осуществляется цифровой видеокамерой, ориентированной вдоль нормали к его

поверхности. Благодаря наличию спекл-структуры, каждое изображение на микроуровне имеет вид случайного дискретного распределения интенсивности с градацией оттенков серого в пределах, как правило, от 0 (полностью черный пиксель) до 255 (полностью белый пиксель).

Важным моментом практического осуществления измерений полей перемещений и деформаций методом корреляции цифровых изображений является создание метрологически необходимой спекл-структуры на поверхности исследуемого тела. Для получения эффективной корреляции структура должна быть:

- нерегулярной;
- изотропной;
- высококонтрастной.

Существенное значение имеет также ее размер. Если габариты отдельных элементов структуры оказываются слишком велики, то целые группы пикселей изображения будут находиться полностью на черном или на белом поле. Это не позволит осуществлять корреляционный поиск с достаточной точностью. Чтобы преодолеть такую ситуацию, можно тем или иным способом увеличить размер пикселя. Однако при этом, очевидно, будут снижаться характеристики пространственного разрешения изображения.

На Рисунках 5.20 и 5.21 показана деформация по оси OX и оси OY на образце №1 при нагрузке 15,5 кН. На изображениях помимо эпюры деформации видны линии $L0$ и $L1$, вдоль них выводились деформации при нагрузке 15.5кН. $L0$ -линия, совпадающая с осью симметрии образца и осью его нагружения. $L1$ - вертикальная линия со смещением по оси X .

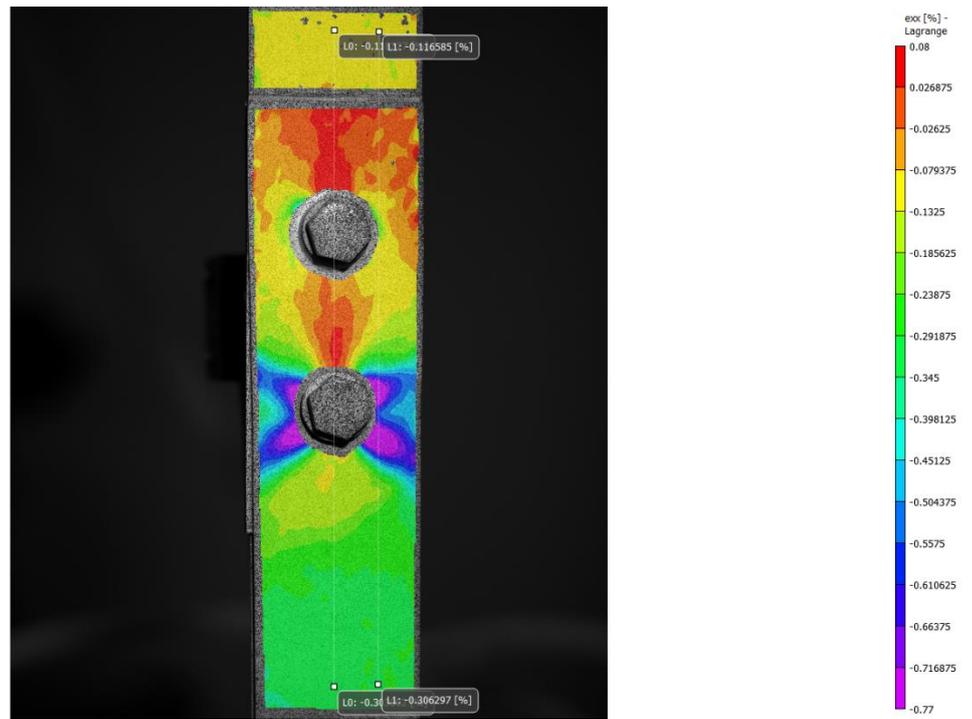


Рисунок 5.20 – Деформация по оси ОХ на образце №1 при нагрузке 15,5 кН

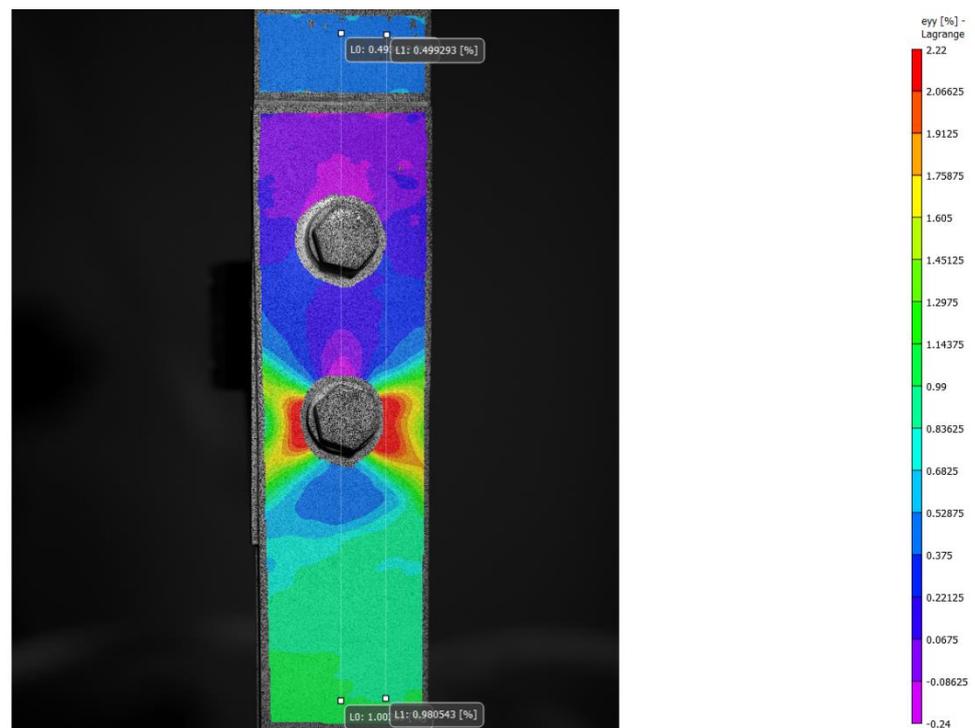


Рисунок 5.21 – Деформация по оси ОУ на образце №1 при нагрузке 15,5 кН

На Рисунке 5.22 приведены остаточные напряжения после разрушения для образца №1.

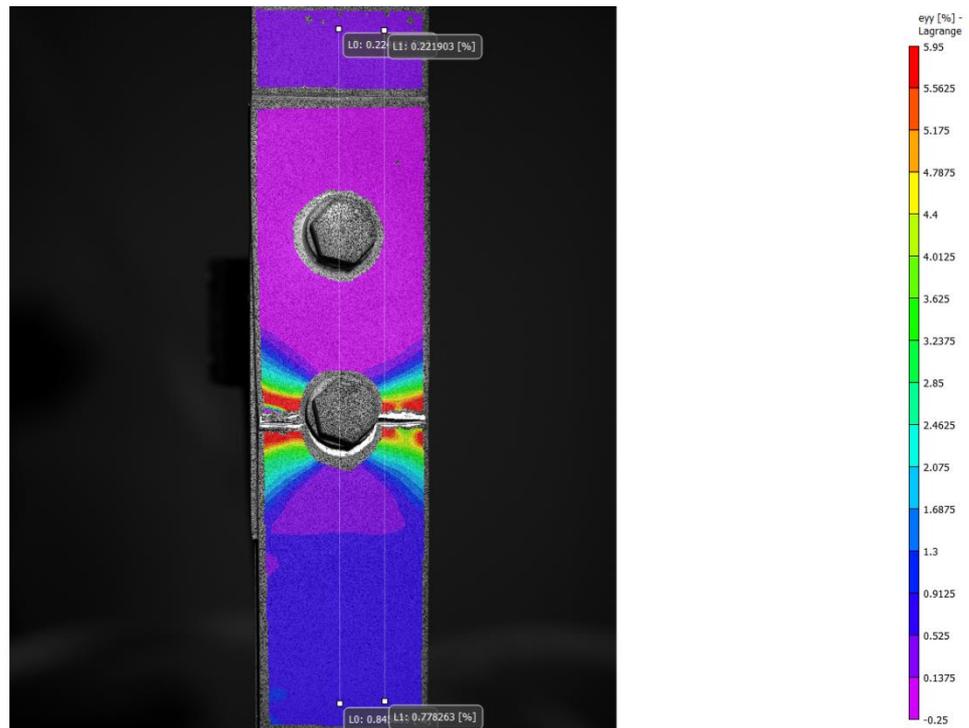


Рисунок 5.22 – Остаточные напряжения после разрушения для образца №1

На Рисунке 5.23 показан образец №1 во время статических испытаний с использованием КЦИ.



Рисунок 5.23 – Образец №1 во время статических испытаний с использованием КЦИ

5.4 Испытания образцов на усталость

Для исследования накопления повреждений образцов композитного соединения под действием растягивающих циклических напряжений с постоянной частотой проводились усталостные испытания.

Испытания проводились на испытательной машине, обеспечивающей циклическое нагружение и измерение нагрузки с погрешностью не более $\pm 1\%$ измеряемой величины.

Образцы имели поверхность без вздутий, сколов, расслоений, надрезов, царапин, трещин или других видимых невооруженным глазом дефектов. Такие дефекты могут привести к преждевременному разрушению из-за отслаивания края.

Испытания композитного соединения проводились на универсальной сервогидравлической испытательной машине Shimadzu EHF-EV101K2-040N-1A.

Условия окружающей среды: температура - $22,8\text{ }^{\circ}\text{C} \div 23,1\text{ }^{\circ}\text{C}$; влажность - $49,7\% \div 50,2\%$

База испытаний - 10^5 циклов.

Нагрузка задавалась синусоидальная. На Рисунке 5.24 показан пример задания синусоидальной нагрузки.

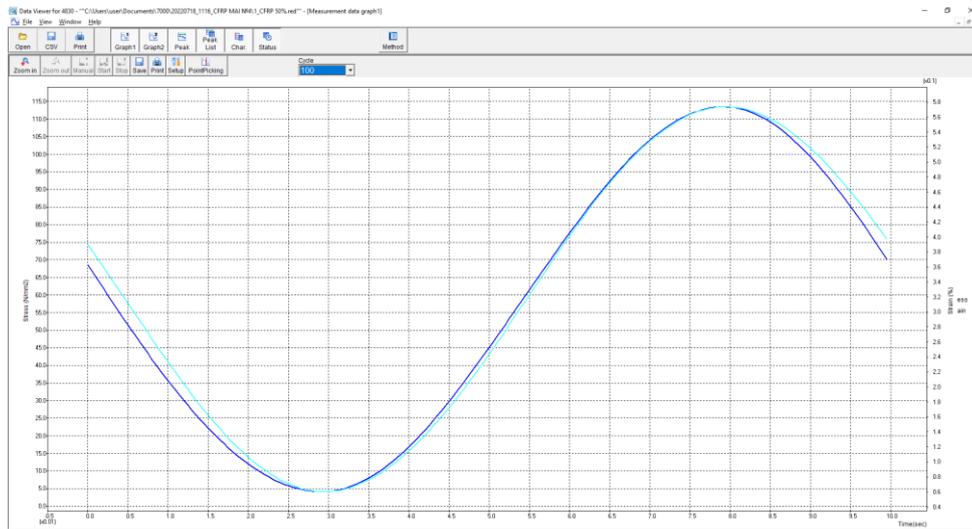


Рисунок 5.24 – Синусоидальная нагрузка для испытаний композитных соединений

На Рисунке 5.25 показан график нагрузки-разгрузки для первого цикла при циклических испытаниях композитного соединения.

По оси ординат – напряжение в $H / мм^2$, по оси абсцисс – деформация в %.

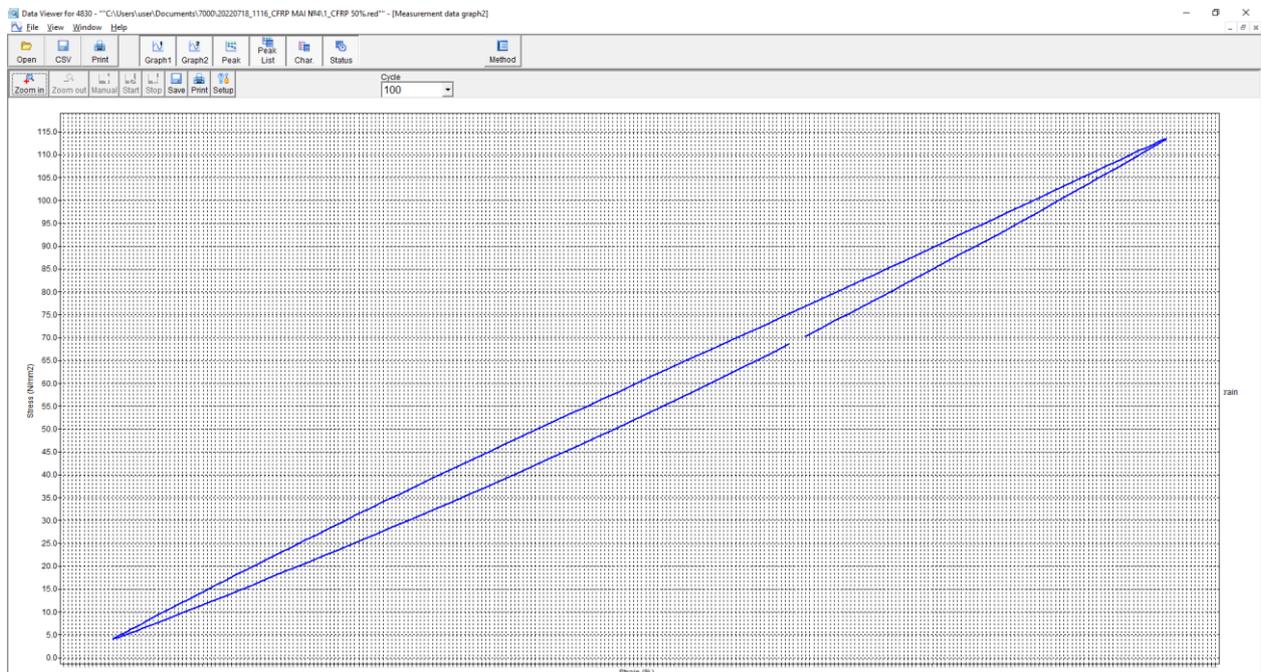


Рисунок 5.25 – График нагрузки-разгрузки для 1 цикла при циклических испытаниях композитного соединения

В Таблице 5.8 приведены геометрические параметры испытываемых образцов.

Таблица 5.8 – Геометрические параметры композитных образцов

№ п/п	Маркировка образца	Геометрические параметры		
		Площадь поперечного сечения образца S , мм ²	Ширина рабочей части образца b , мм	Толщина рабочей части образца h , мм
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>4</i>	<i>5</i>	<i>6</i>
1	CFRP4 50%	125,68	30,88	4,07
	CFRP4 40%			
	CFRP4 30%			
	CFRP4 20%			
2	CFRP5 60%	132,29	30,91	4,28
	CFRP5 40%			
	CFRP5 30%			
	CFRP5 20%			
3	CFRP6 60%	123,49	30,95	3,99
4	CFRP7 47-53%	131,37	30,91	4,25
5	CFRP8 45-55%	123,10	30,93	3,98
6	CFRP9 45-55%	133,48	30,97	4,31
7	CFRP10 45-55%	131,41	30,92	4,25
8	CFRP11 47-53%	138,35	30,95	4,47
9	CFRP12 47-53%	130,68	31,04	4,21
10	CFRP13 50-60%	129,64	31,09	4,17
11	CFRP14 50-60%	125,33	31,10	4,03
12	CFRP15 50-60%	134,29	30,73	4,37

В Таблице 5.9 показаны результаты лабораторных испытаний композитных образцов при циклических испытаниях.

Таблица 5.9 – Результаты лабораторных испытаний композитных образцов при циклических испытаниях

№ п/п	Маркировка образца	Минимальная сила нагружения F_{min} , кН	Максимальная сила нагружения F_{max} , кН	Коэффициент асимметрии цикла R_σ	Частота цикла f , Гц	Форма нагружения	Максимальное напряжение цикла σ_{max} , Н/мм ²	Количество циклов до разрушения N	Отметка о разрушении образца
1	2	7	8	9	10	11	12	13	14
1	CFR P4 50%	0,00	14,81	0,1	10	синус	113,612	100	без изменений
	CFR P4 40%	0,00	11,84	0,1	10	синус	94,358	1 000	
	CFR P4 30%	0,00	8,88	0,1	10	синус	70,800	10 000	
	CFR P4 20%	0,00	5,92	0,1	10	синус	47,296	100 000	
2	CFR P5 60%	0,00	17,77	0,1	10	синус	134,316	300	без изменений
	CFR P5 40%	0,00	11,85	0,1	10	синус	89,733	700	
	CFR P5 30%	0,00	8,89	0,1	10	синус	67,413	9 000	
	CFR P5 20%	0,00	5,92	0,1	10	синус	44,979	90 000	
3	CFR P6 60%	0,00	17,77	0,1	6	синус	144,319	87 508	разрушен
4	CFR P7 47-53%	13,90	15,70	0,1	10	синус	119,740	100 000	без изменений
5	CFR P8 45-55%	13,33	16,29	0,1	10	синус	132,498	100 000	без изменений

Таблица 5.9 - продолжение

№ п/п	Маркировка образца	Минимальная сила нагружения F_{min} , кН	Максимальная сила нагружения F_{max} , кН	Коэффициент асимметрии цикла R_σ	Частота цикла f , Гц	Форма нагружения	Максимальное напряжение цикла σ_{max} , Н/мм ²	Количество циклов до разрушения N	Отметка о разрушении образца
6	CFR P9 45-55%	13,33	16,29	0,1	10	синус.	122,660	100 000	без изменений
7	CFR P10 45-55%	13,33	16,29	0,1	10	синус	124,063	100 000	без изменений
8	CFR P11 47-53%	13,90	15,70	0,1	10	синус	113,756	100 000	без изменений
9	CFR P12 47-53%	13,90	15,70	0,1	10	синус	120,536	100 000	без изменений
10	CFR P13 50-60%	14,81	17,77	0,1	10	синус	137,550	100 000	без изменений
11	CFR P14 50-60%	14,81	17,77	0,1	10	синус	141,964	100 000	без изменений
12	CFR P15 50-60%	14,81	17,77	0,1	10	синус	132,524	100 000	без изменений

На Рисунке 5.26 показаны композитные образцы до испытаний.



Рисунок 5.26 – Композитные образцы до циклических испытаний

На Рисунках 5.27, 5.28, 5.29, 5.30 приведены композитные образцы после циклических испытаний.



Рисунок 5.27 – Композитные образцы №4-6 после циклических испытаний



Рисунок 5.28 – Композитные образцы №7-9 после циклических испытаний



Рисунок 5.29 – Композитные образцы №10-12 после циклических испытаний



Рисунок 5.30 – Композитные образцы №13-15 после циклических испытаний

5.5 Результаты испытаний для композитных соединений

В результате проведенных испытаний наблюдается падение модуля упругости вследствие накопления повреждений.

На Рисунках 5.31, 5.32 приведено падение модуля упругости с ростом циклов в пределах изменения нагрузки 47%-53% от разрушающей нагрузки для образцов № 7,11,12. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

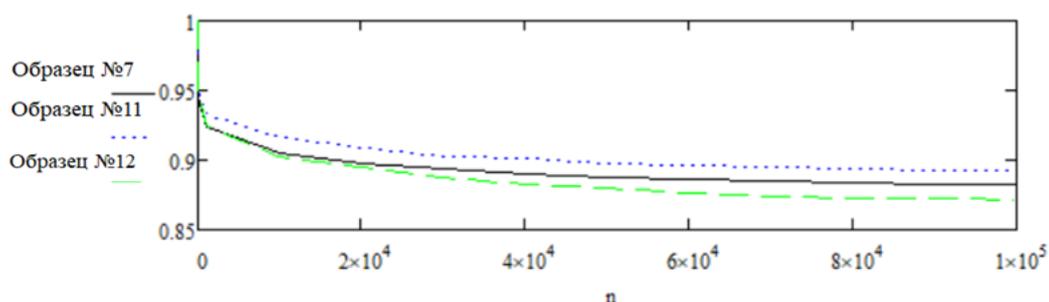


Рисунок 5.31 – Изменение модуля упругости с ростом циклов при нагружении 47% от разрушающей нагрузки

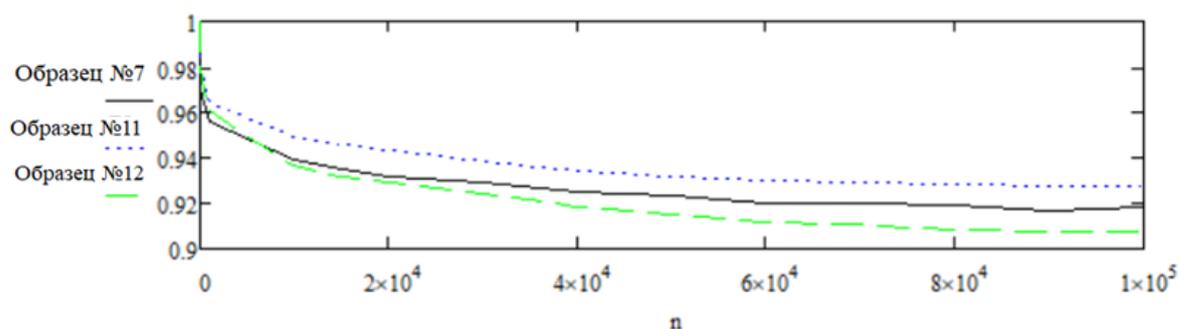


Рисунок 5.32 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 53% от разрушающей нагрузки

На Рисунках 5.33, 5.34 приведено падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 45%-55% от разрушающей нагрузки для образцов № 8,9,10. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

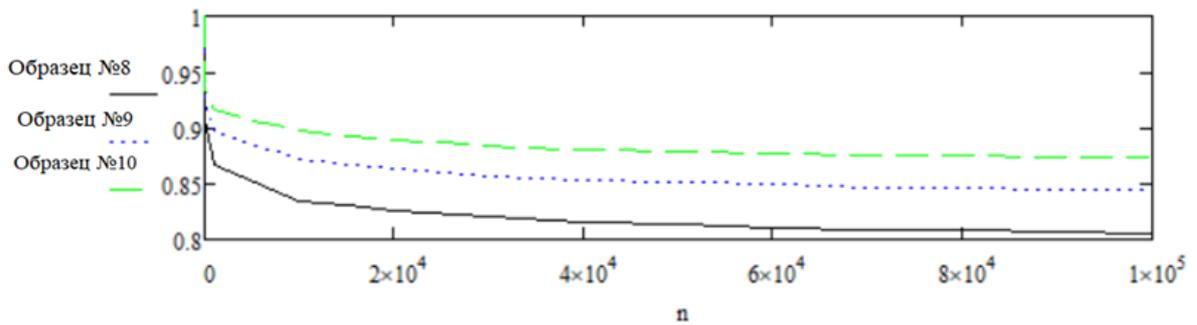


Рисунок 5.33 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 45% от разрушающей нагрузки

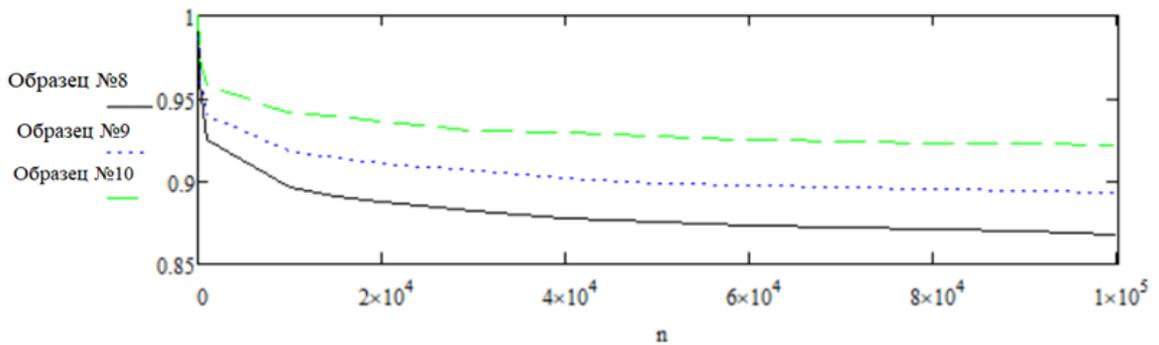


Рисунок 5.34 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 55% от разрушающей нагрузки

На Рисунках 5.35, 5.36 приведено падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 50%-60% от разрушающей нагрузки для образцов № 13,14,15. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

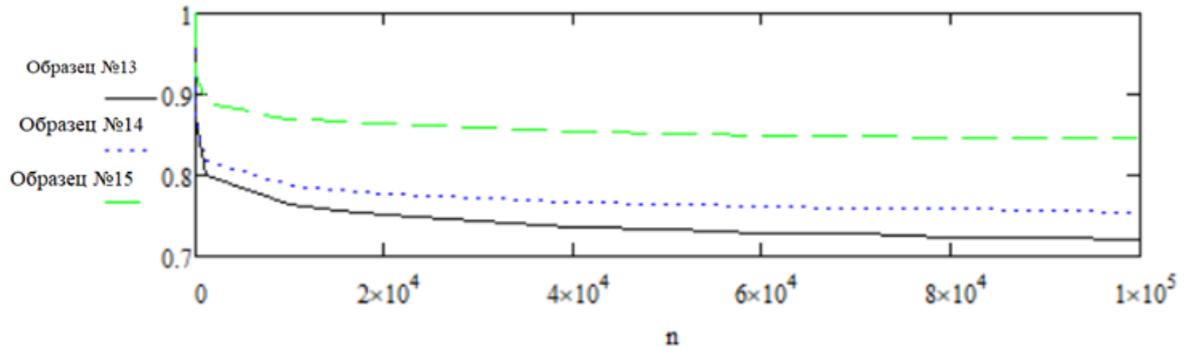


Рисунок 5.35 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 50% от разрушающей нагрузки

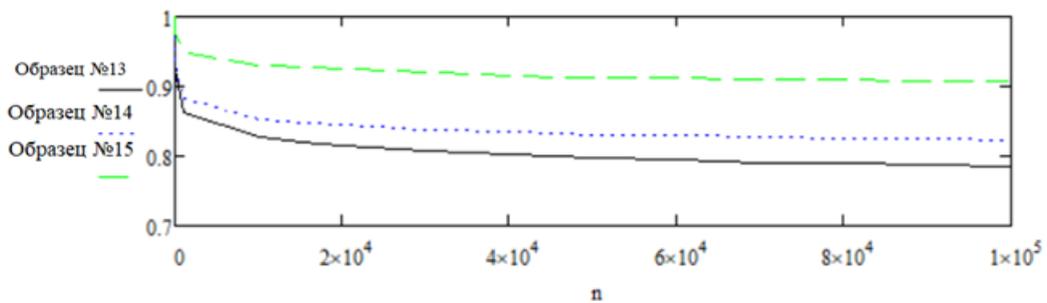


Рисунок 5.36 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 60% от разрушающей нагрузки

На Рисунке 5.37 приведено изменение модуля упругости для образца №6 в пределах изменения нагрузки 0-60% от разрушающей нагрузки. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0). На 87508 цикле произошло разрушение образца.

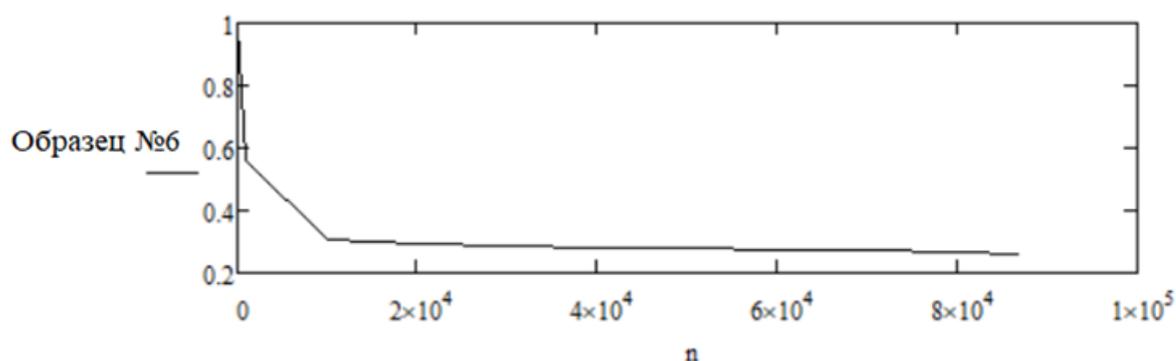


Рисунок 5.37 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении циклом 0- 60% от разрушающей нагрузки

5.6 Сравнение результатов эксперимента с результатами, полученными с помощью теоретического расчета

С помощью приведенной методики определения оптимальной длины стыка в главе 2 определялась l . Для композитных образцов оптимальная длина стыка соединения составляет $l = 54.7 \text{ мм}$. С этой целью были выбраны 3 крепежных болта диаметром 6 мм для обеспечения распределения равномерного нагружения.

С использованием расчета накопления повреждений в зонах стыка соединений были получены теоретические значения падения модуля упругости.

Для расчета была введена следующая простая модель деградации характеристик в отдельных слоях [109]:

$$E = E_0(1 - k_{1e}S_e), \quad G = G_0(1 - k_{1g}S_g). \quad (5.6.1)$$

Здесь k_{1e} , k_{1g} – параметры модели, E_0 , G_0 – модули упругости слоев без учета накопления повреждений. Подобные же формулы используются для оценки изменения приведенных характеристик слоистого пакета.

Принимается, что поврежденность слоев удовлетворяет следующему уравнению:

$$\frac{dS}{dn} = s^0 v + AP + BS, \quad (5.6.2)$$

где n – число циклов нагружения.

Локальная мера поврежденности подчиняется соотношениям:

$$\frac{ds}{dn} = a_0 + b_0 s; \quad (5.6.3)$$

$$\frac{dP}{dn} = v. \quad (5.6.4)$$

Здесь v – скорость появления новых микротрещин, P – число микродефектов в представительном объеме.

Принимается, что скорость появления микродефектов изменяется по степенному закону:

$$v = cn^k, \quad (5.6.5)$$

где c и k – постоянные модели зарождения микродефектов.

На основе формул (5.6.1) – (5.6.5), полученных Лурье С.А. и Дудченко А.А. в техническом отчете:

$$\frac{E}{E_0} = 1 - \frac{k_{1e} a_{0e} c_e}{(k_e + 1)(k_e + 2)} n^{k_e + 2}, \quad \frac{G}{G_0} = 1 - \frac{k_{1g} a_{0g} c_g}{(k_g + 1)(k_g + 2)} n^{k_g + 2}. \quad (5.6.6)$$

Начальные условия при интегрировании уравнений (5.6.2) - (5.6.4) считались однородными. Кроме того, принималось $s^0 = 0$. Формулы (5.6.6) представлены в следующем виде:

$$\frac{E}{E_0} = 1 - \frac{a_e(\sigma/\sigma_b)}{(k_e + 1)(k_e + 2)} n^{k_e + 2}, \quad \frac{G}{G_0} = 1 - \frac{a_g(\tau/\tau_b)}{(k_g + 1)(k_g + 2)} n^{k_g + 2}, \quad (5.6.7)$$

$$a_{0e} = k_{0e} \frac{\sigma}{\sigma_b}, \quad a_{0g} = k_{0g} \frac{\tau}{\tau_b}.$$

Здесь k_e, k_g – некоторые постоянные величины, $a_e = k_{1e} k_{0e} c_e$ и $a_g = k_{1g} k_{0g} c_g$ – амплитудные коэффициенты, которые являются искомыми величинами для каждого модуля упругости.

Считается, что они не изменяются при переходе от одного монослоя к другому.

На Рисунке 5.38 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 47% от разрушающей нагрузки.

Показано падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 47%-53% от разрушающей нагрузки для образцов № 7,11,12 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

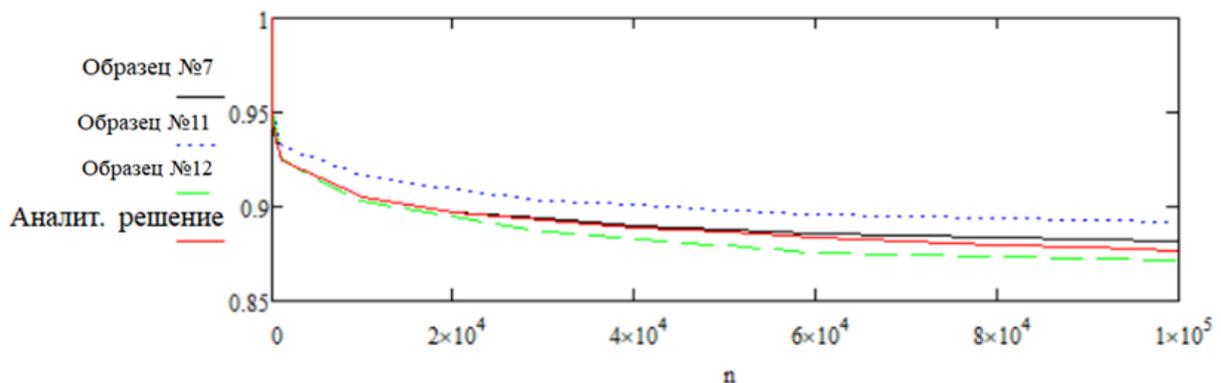


Рисунок 5.38 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 47% от разрушающей нагрузки

Погрешность результатов аналитического решения и эксперимента составляет порядка 2%.

На Рисунке 5.39 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 53% от разрушающей нагрузки.

Показано падение модуля упругости с ростом от числа циклов в пределах изменения нагрузки 47%-53% от разрушающей нагрузки для образцов № 7,11,12 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

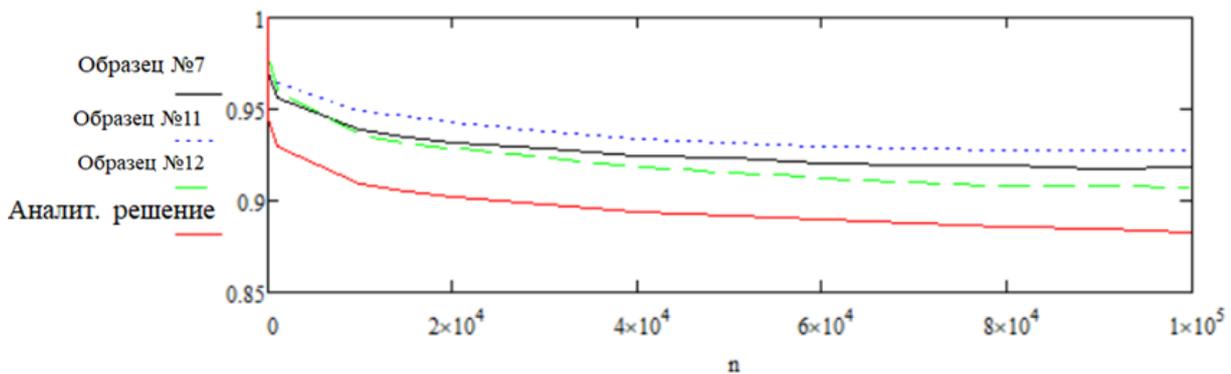


Рисунок 5.39 – Изменение модуля упругости в зависимости от числа циклов при нагружении 53% от разрушающей нагрузки

Погрешность аналитического решения и эксперимента составляет 5%.

На Рисунке 5.40 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 45% от разрушающей нагрузки. Показано падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 45%-55% от разрушающей нагрузки для образцов № 8,9,10 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

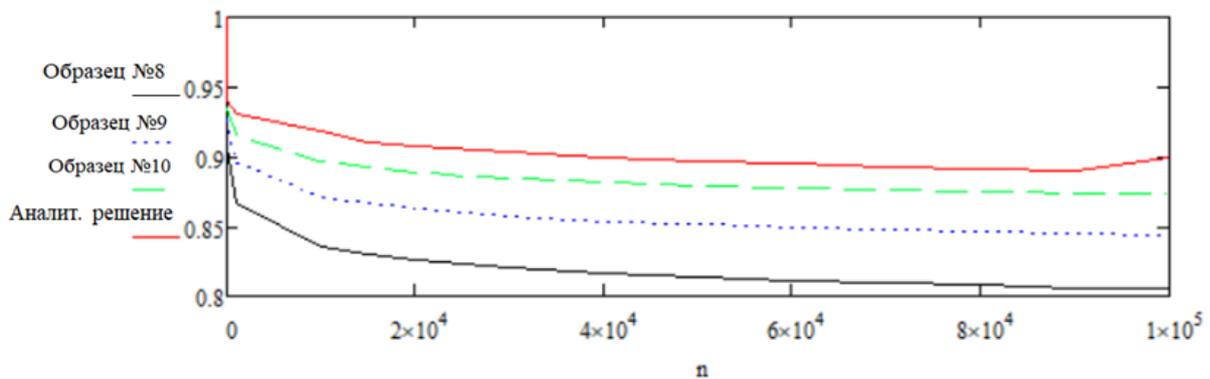


Рисунок 5.40 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 45% от разрушающей нагрузки

Погрешность аналитического решения и эксперимента составляет 10%.

На рисунках 5.41 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 55% от разрушающей нагрузки. Показано падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 45%-55% от разрушающей нагрузки для образцов № 8,9,10 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

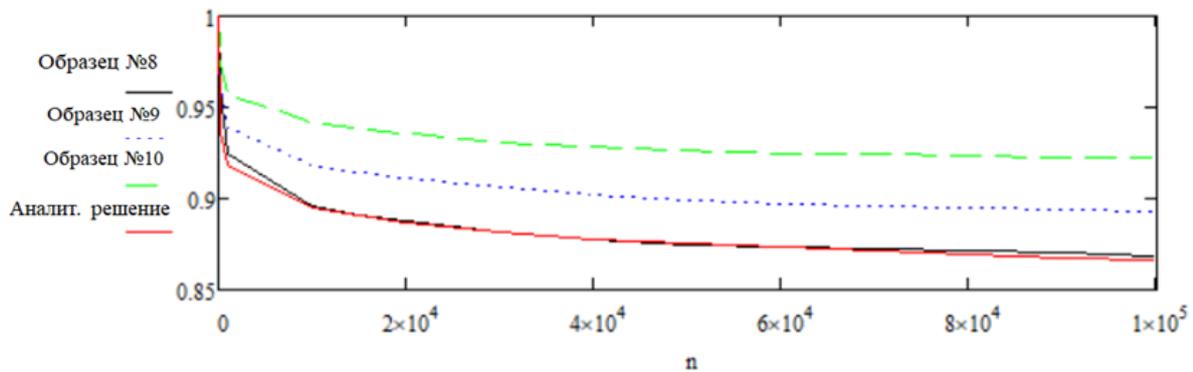


Рисунок 5.41 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 55% от разрушающей нагрузки

Погрешность аналитического решения и эксперимента составляет 7%.

На рисунках 5.42 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 50% от разрушающей нагрузки. Показано падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 50%-60% от разрушающей нагрузки для образцов №13,14,15 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

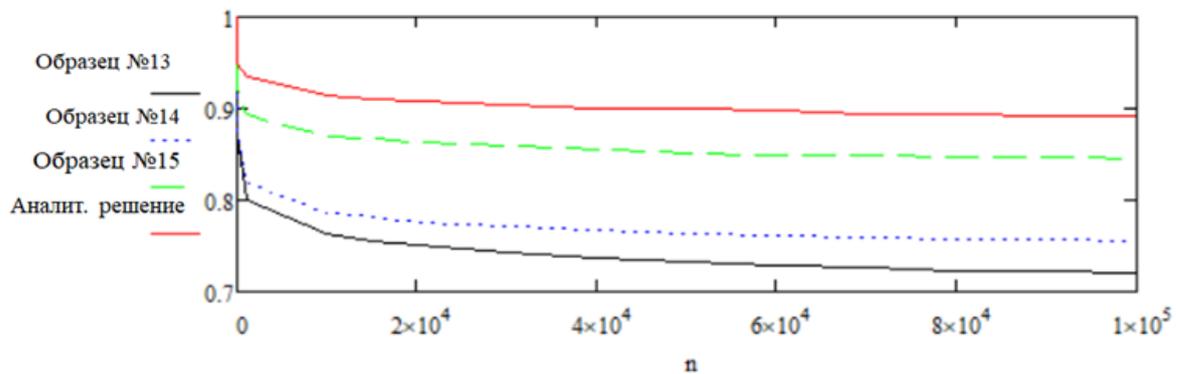


Рисунок 5.42 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 50% от разрушающей нагрузки

На рисунках 5.43 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 60% от разрушающей нагрузки. Показано падение модуля упругости с ростом числа циклов в пределах изменения нагрузки 50%-60% от разрушающей нагрузки для образцов № 13,14,15 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

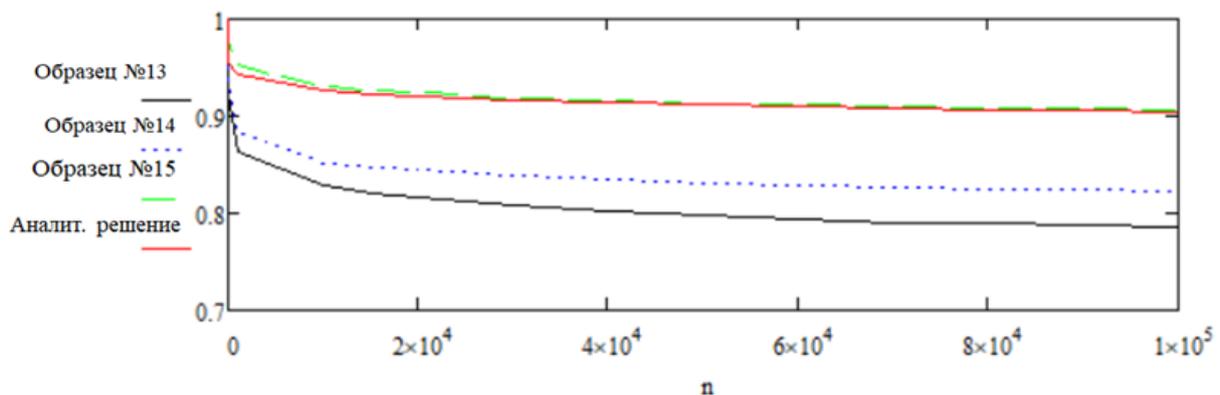


Рисунок 5.43 – Изменение модуля упругости с ростом числа циклов при нагружении 60% от разрушающей нагрузки

5.7 Заключение по главе 5

1. Проведены статические и усталостные испытания образцов композитного соединения. В процессе статических испытаний определена разрушающая нагрузка. В ходе усталостных испытаний было получено падение модуля упругости с ростом числа циклов.
2. Проведены испытания образцов для уточнения механических характеристик материала. В ходе испытаний были получены следующие характеристики: модуль упругости материала, предела прочности и разрушающая сила. Также были получены диаграммы деформирования.

3. Получены экспериментальные зависимости модуля упругости от числа циклов.
4. Полученные данные в ходе экспериментального исследования показывают падение модуля материала с ростом числа циклов. Эксперимент подтверждает корректность разработанной методики расчета накопления повреждений, так как расчеты, которые выполнялись по предложенной методике, показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны методы расчета стыковых металло-композитных узлов авиационных конструкций на прочность с учетом ресурса.

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

1. Представлена методика получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах. С помощью данной методики произведена оптимизация зоны болтового соединения на примерах несущего винта лопасти вертолѐта и стыка крыла с центропланом. Оптимизация зон стыка позволяет повысить ресурс работы конструкции.
2. Приведена уточненная методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолѐта. Приведена методика расчета накопления повреждений с учетом деградации свойств композиционного материала. В представленной методике происходит учет влияния текущего напряженного состояния на процесс деградации механических свойств композиционного материала и соответственно на процесс разрушения.
3. Проведен расчет вертолѐтной лопасти на усталостную долговечность. Рассматривалось 2 модели: предлагаемая (лопасть с болтами диаметром 8 мм) и исходная (лопасть с болтами диаметром 30 мм). В результате расчета было получено, что предлагаемая модель лопасти имеет ресурс больший, чем исходная конструкция лопасти за счет уменьшения нагрузки каждого болта на материал лопасти. Использование меньшего диаметра болтов предпочтительней, так как значительно уменьшается перерезание волокон, что увеличивает ресурс работы лопасти.

4. Предложена методика расчета для определения длительности работы композитной конструкции с учетом роста поврежденности. Используя методику оценки несущей способности конструкции из композиционного материала с учетом поврежденности, можно построить кривую падения предельных нагрузок от числа циклов или времени работы, которая и показывает предельное число циклов. Данную методику можно использовать для определения срока службы конструкций из композиционных материалов. На примере узла крепления вертолетной лопасти показан график изменения предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.
5. Проведены статические и усталостные испытания образцов композитных соединений. В процессе статических испытаний определена разрушающая нагрузка. В ходе усталостных испытаний было получено падение модуля упругости с ростом числа циклов. Проведены испытания образцов для уточнения механических характеристик материала. В ходе испытаний были получены следующие характеристики: модуль упругости материала, предела прочности и разрушающая сила. Также были получены диаграммы деформирования.
6. Получены экспериментальные зависимости модуля упругости от числа циклов. С помощью экспериментальных данных определялись амплитудные коэффициенты. Для разных чисел циклов нагружения определяются разные амплитудные коэффициенты.
7. Полученные данные в ходе экспериментального исследования показывают падение модуля материала с ростом числа циклов. Эксперимент подтверждает корректность разработанной методики расчета накопления повреждений, так как расчеты, которые выполнялись по предложенной методике, показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными.

Результаты диссертационной работы имеют научное и практическое значение, применяются при реализации учебных программ дисциплин «Оптимальное проектирование композитных конструкций», «Механика разрушения композиционных материалов». Акт внедрения приведен в Приложении 2.

Перспективы дальнейшей разработки темы

В дальнейшем предполагается использовать полученные результаты исследования и расчетную методику прогноза работы рассмотренных структур для построения обобщенных подходов к созданию новых конструкций стыковых узлов, которые обеспечат заданный ресурс работы конструкций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Maria Kashtalyan and Costas Soutis A study of matrix crack tip delaminations and their influence on composite laminate stiffness // *Advanced Composites Letters*. – Vol. 8. – № 4. – 1999. – PP. 149-155.
2. Гольденблат И.И., Бажанов В.Л., Копнов В.А. Энтропийный принцип в теории ползучести и длительной прочности полимерных материалов. – Рига: Механика полимеров. – 1971. – № 1. – С.113-121.
3. Межслойные эффекты в композиционных материалах / Под ред. Н.Пэйгано. – М.: Мир. – 1993. – 346 с.
4. Mura T. *Micromechanics of Defects in Solid*. – Springer Science & Business Media. –1987. – P. 588.
5. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях. – М.: Мир, 1984. – 624 с.
6. Грушецкий И.В., Микельсон М.Я., Тамуж В.П. Изменение жесткости однонаправленного волокнистого композита вследствие дробления волокон // *Механика композитных материалов*. – 1982. – № 2. – С. 211-216.
7. Наймарк О.Б. О деформационных свойствах и кинетике разрушения твердых тел с микротрещинами // В кн.: О термодинамике деформирования и разрушения твердых тел с микротрещинами. – УНЦ АН СССР. – Институт механики сплошных сред: Преприент. – Свердловск. – 1982. – С. 3-34.
8. Lurie S.A. On the entropy damage accumulation model of composite materials // *Proc. of workshop on computer synthesis or structure and properties of advanced composites*. – Russia – US. – Inst. of Appl. Mech. – 1994. – PP. 6-18.
9. Kashtalyan M. Yu., Soutis C. Mechanisms of internal damage and their effect on the behavior and properties of cross – ply composite laminates // *International Applied Mechanics*. – Vol. 38 (6). – 2002. – PP. 641-657

10. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкции из композиционных материалов // Механика композитных материалов. – 1984. – № 2. – С. 239-255.
11. Soutis C., Fleck N.A., Smith P.A. Failure prediction technique for compression loaded carbon fiber-epoxy laminates with open holes // J. Composite Material. – 1991. – № 25. – PP. 1476-1498.
12. Стрижиус В.Е. Методы оценки усталостной прочности элементов композитных авиаконструкций: справочное пособие. – М.: Машиностроение. Инновационное машиностроение, 2015. – 270 с.
13. Rosen B.W., Dow N.F. Mechanics of failure of fibrous composites / Fracture. Editor: H. Liebovitz. – Academic Press. – 1972. – Vol. 7. – PP. 300-366.
14. Rosen B.W. Tensile failure of fibrous composites // AIAA Journal. – 1964. – 2. – PP. 1985-1991.
15. Васильев В.В., Тарнопольский Ю.М. Композитные материалы: Справочник. – М.: Машиностроение . – 1990. – 512 с.
16. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements // Elsevier. – 3rd ed. – 2013. – P. 832.
17. Harris B. A historical review of the fatigue behavior of fibre-reinforced plastics / Editor: Harris B. – Fatigue in Composites: Woodhead Publishing Ltd and CRC Press. – 2003. – PP. 1-35.
18. Jain J.R., Ghosh S. Damage evolutions in composites with a homogenization-based continuum damage mechanics model // Int. J. Damage Mech. – 2009. – Vol. 18(6). – PP. 533-568.
19. Кривобродов В.С., Лисковский А.М. Энергоемкость процесса разрушения и прочность композиционных материалов. – 1987. – Т6. – С. 999-1006.
20. Highsmith A.L., Reifsnider K.L. Stiffness-Reduction Mechanisms in Composite Laminates // In. : Damage in Composite materials (ed. K.L.Reifsnider). –ASTM STP N 775. – 1982. – PP. 103-117.
21. Grossman F.W., Wang A.S.D. The dependence of transverse cracking and delamination on ply thickness in graphite/epoxy laminates // In. : Damage in

- Composite materials (ed. K.L.Reifsnider). – ASTM STP N 775. – 1982. – PP. 118-139.
22. Maria Kashtalyan and Costas Soutis. Mechanisms of internal damage and their effect on the behavior and properties of cross – ply composite laminates // International Applied Mechanics. – Vol. 38. – № 6. – 2002. – PP. 641-657.
23. Тамуж В.П., Простакова В.Д. Переломы структур из композиционных материалов. – Рига: Зинатне. – 1986. – 328 с.
24. Овчинский А.С. Процессы отказов и разрушения в композиционных материалах. – М.: Наука. – 1988. – 276 с.
25. Camponeschi E.T., Stinchcomb W.W. Stiffness reduction as an indicator of damage in Graphite-Epoxy laminates // Composite Materials: Testing & design (6th conference) ABTM STP 787. – 1982. – PP. 225-246.
26. Vassilopolous A.P., Keller T. Fatigue of fiber reinforced composites // Springer. – 2011. – P.238.
27. Yang J.N., Jones D.L., Yang S.H., Meskini A.A. Stiffness degradation model for graphite-epoxy laminates // J. of Compos. Mater. – 1990. – № 24. – PP .753-769.
28. Dudchenko A.A., Lurie S.A., Halim K. Multiscale modeling on damage mechanics of laminated composite materials // Proc. Pf conference on damage in composite materials: Simulation and non-destructive testing. – Stuttgart. – 2006. – PP. 23-26.
29. Singh C.V., Talreja R. Evolution of ply cracks in multidirectional composite laminates // Int. J. Solids Struct. – 2010. – Vol.47 (10). – PP. 1338-1349.
30. Kwon Y.W., Allen D.H., Tarelja R. Multiscale modeling and simulation of composite materials and structures // Springer. – 2008. – P.638.
31. Beumont P.W.R., Sekine H. Multi-scale modeling of composite material system: The art of predictive damage modeling / Editors: Soutis C, Beaumont PWR. – Cambridge . – Woodhead Publishing LTD. – 2005. – PP. 124-195.
32. Микельсон М.Я. Малоцикловая усталость армированных композитов // В кн.: Разрушение конструкций из композитных материалов. - Рига: Зинатне. – 1986. – 234 с.

33. Ротем А.А., Хашин З. Усталостное разрушение слоистых материалов с косоугольным армированием // Ракетная техника и космонавтика. – Т. 14. – № 47. – С. 45-51.
34. Рейфснайдер К. Повреждение конструкций из композитов в процессе эксплуатации // В кн.: Прикладная механика композитов. – М.: Мир. – 1989. – 350 с.
35. Shin G.C., Ebert L.J. Flexural failure, mechanics and global stress // Composites. – 1986. – Vol. 17 (4). – PP. 309-320.
36. Harn H.T., Willams J.G. Compression failure mechanisms in unidirectional composites // Compos. Mater.: Test and Des. 7th Conf. – Philadelphia. – 1984. – PP. 115-139.
37. Sato Norio, Kurauchi Toshio, Sato Shigeyuki, Kanuigato Osati In situ SEM observation of fracture processes in short glass fiber reinforced thermoplastic composite // Fract. Mech. 16th Nat. Symp. – Columbus, Ohio. – 1983. – PP. 493-503
38. Clarke D.A., Bader M.Q. Direct observation of fiber fracture in a model composite // J. Mater. – Sci. Lett. – 1986. – Vol. 5(9). – PP. 903-904.
39. Яхно Б.О. Малоцикловая усталость болтового соединения с применением углепластиков // Materialy IX MEZINARODNI VEDECKO-PRAKTICKA KONFERENCE "MODERNI VYMOZENOSTI VEDY - 2013" 27.01.2013-05.02.2013. – Praha Publishing House "Education and Science" s.r.o. – 2013. – Том 73. – С. 84 - 91.
40. Шами К. Механизм передачи нагрузки через поверхность раздела // В кн.: Композиционные материалы. – М.: Т. 6. – 1975. – С. 42-88.
41. Работнов Ю.Н., Данилова И.Н., Полилов А.Н., Соколова Т.В., Карпейкин Н.С., Вайберг М.В. Исследование прочности намоточных эпоксидных угле- и стеклопластиков при кручении, растяжении и поперечном изгибе // Механика полимеров. – 1978. – №12. – С. 219-225.
42. Wagner H.D., Steenbakkens L.W. Microdamage analysis of fibrous composite monolayers under tensile stress // Journal of materials science. – Vol. 24. – № 11. – 1989. – PP. 3956-3975.

43. Межслойные эффекты в композитных материалах: Пер. с англ./ Под ред. Н. Пэйгано. – М.: Мир. – 1993. – 346 с.
44. Буров А.Е., Кокшаров И.И., Москвичев В.В. Моделирование разрушения и трещиностойкость волокнистых металлокомпозитов. – Новосибирск: Наука. – 2003. – 173 с.
45. Салганик Р.Л. Механика полностью изгибных отслоений, растущих между многослойной структурой и жестким материалом или при ее межслойной границе (континуальное приближение). – М: Институт проблем механики РАН. – 2006 г. – 45 с.
46. Степанова Л.В. Математические методы механики разрушения. – М.: ФИЗМАТЛИТ. – 2009. – 336 с.
47. Овчинников И.И., Наумова Г.А. Накопление повреждений в стержневых и пластинчатых армированных конструкциях, взаимодействующих с агрессивными средами. – Волгоград: ВолгГАСУ. – 2007. – 272 с.
48. Емельянов О.В. Влияние асимметрии цикла нагружения на скорость развития усталостных трещин, - Магнитогорск: Изд-во Магнитогорск. Гос. Техн. Ун-та им. Г.И. Носова. – 2018. – 135 с.
49. Тамуж В.П., Куксенко В. Микромеханика разрушения полимерных материалов. – Рига: «Зинатие». – 1978 г. – 294 с.
50. Ромалис Н.Б., Тамуж В.П. Разрушение структурно-неоднородных тел. - Рига: Зинатие. – 1989. – 224 с.
51. Никонов В.В., Умушкин Б.П., Шапкин В.С. Эксплуатационная живучесть и ресурс авиаконструкций: учебное пособие. – М.: МГТУ ГА. – 2008. – 104 с.
52. Ле Ким Кыонг, Лурье С.А., Дудченко А.А. Об оценке трещиностойкости при межслойном разрушении слоистых композитов. – М.: Механика композиционных материалов и конструкций. – 2012. – № 1. – Т. 18. – с. 83-91.
53. Фудзии Т., Дзако М. Механика разрушения композиционных материалов / Пер. с японск. – М.: Мир. – 1982. – 232 с.

54. Тикутэн Т., Фудзии Т., Оцуки М. Доклады 3-го симпозиума по облегчению конструкций. – 1962. – т. 11.
55. Бахвалов Ю.О. Модели и расчеты на прочность композитных конструкций летательных аппаратов. – М.: МАТИ. – 2007. – 144 с.
56. Мурзаханов Г.Х., Щугорев А.В., Щугорев В.Н. Механика разрушения слоистых и волокнистых композитов: учебное пособие / под ред. В.П. Радина. – М.: Издательство МЭИ. – 2017. – 68 с.
57. Аралов Г.Д., Мокшанцев Б.Б. Состояние и перспективы решения задач повышения надежности, долговечности и ресурсов конструкций самолетов гражданской авиации. - М.: ЦНТИ гражд. Авиации. – 1984. – 47 с.
58. Белоусов В.Я. Долговечность деталей машин с композиционными материалами. - Львов: Вища школа. Изд-во при Львов. Ун-те. – 1984. –180 с.
59. Селихов А.Ф., Чижов В.М. Вероятностные методы в расчетах прочности самолета. - М.: Машиностроение. –1987. – 240 с.
60. Первушин Ю.С., Жернаков В.С. Проектирование и прогнозирование механических свойств однонаправленного слоя из композиционного материала: учебное пособие. – Уфа: Уфимск.гос.авиацион.техн.ун-т. – 2002. – 127 с.
61. Смыков В.Г., Бутушин С.В., Лопатинский М.С., Девятова И.П. Надежность, долговечность, ресурс авиационной техники / от. ред. Якобсон И.В. – М.: ЦНИТИ ГА. – 1976. – 60 с.
62. Максименко В.Н., Олегин И.П. Теоретические основы методов расчета прочности элементов конструкций из композитов: учебник. – Новосибирск: Изд-во НГТУ. – 2006. – 240 с.
63. An Z.-Q, Shu M.-S, Cheng Y.-J., Guo X., Cheng X.-Q. Tensile fatigue properties of composite/metal bolted joints with 3-pin and sleeves. - Cailiao Gongcheng // Journal of Materials Engineering. – Vol. 49. – № 12. – 2021. – PP. 164 – 174.
64. Califano A. Fatigue of composite materials subjected to variable loadings. // Materials Science Forum. – Vol. 957 MSF. – 2019. – PP. 303 – 310.

65. Laveuve D.M., Buter A. Modeling fatigue life of composite laminates: A statistical micro-mechanics approach // *International Journal of Fatigue*. – Vol. 128. – 2019. – p. 13.
66. Verde P. Modeling the strength degradation and fatigue of carbon fiber reinforced composites // *Open Materials Science Journal*. – Vol. 6. – 2012. – PP. 77 – 82.
67. Mao H., Mahadevan S. Fatigue damage modeling of composite materials // *Composite Structures*. – Vol. 58. – Issue 4. – 2002. – PP. 405-410.
68. Fuqiang Wu, WeiXing Yao A fatigue damage model of composite materials // *International Journal of Fatigue*. – Vol. 32. – Issue 1. – January 2010. – PP. 134-138.
69. Zlatan Kapidžić, Larsgunnar Nilsson, Hans Ansell Finite element modeling of mechanically fastened composite-aluminum joints in aircraft structures // *Composite Structures*. – Vol. 109. – March 2014. – PP. 198-210.
70. Kolesnikov B., Herbeck L., Fink A. CFRP/titanium hybrid material for improving composite bolted joints // *Composite Structures*. – Vol. 83. – Issue 4. – June 2008. – PP. 368-380.
71. Nabil M., Chowdhury, Wing Kong Chiu, John Wang, Paul Chang Experimental and finite element studies of bolted, bonded and hybrid step lap joints of thick carbon fibre/epoxy panels used in aircraft structures // *Composites Part B: Engineering*. – Vol. 100. – 1 September 2016. – PP. 68-77.
72. Tserpes K. I., Papanikos P., Kermanidis TH. A three-dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading // *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*. – Vol. 24. – Issue 10. – October 2001. – PP. 663-675.
73. Tserpes K.I., Papanikos P., Labeas G., Pantelakis Sp. Fatigue damage accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates // *Composite Structures*. – Vol. 63. – Issue 2. – February 2004. – PP. 219-230.
74. Sharos P.A., Egan B., McCarthy C.T. An analytical model for strength prediction in multi-bolt composite joints at various loading rates // *Composite Structures*. – Vol. 116. – September-October 2014. – PP. 300-310.

75. Youjiang Wang Bearing Behavior of Joints in Pultruded Composites // *Journal of Composite Materials*. – 2002. – 36(18). – PP. 2199-2216.
76. Allan Manalo, Hiroshi Mutsuyoshi Behavior of fiber-reinforced composite beams with mechanical joints // *Journal of Composite Materials*. – Vol. 46(4). – 2012. – PP. 483–496.
77. Camanho P.P., Fink A., Obst A., Pimenta S. Hybrid titanium–CFRP laminates for high-performance bolted joints // *Composites: Part A*. – Vol. 40. – 2000. – PP. 1826–1837.
78. Marie-Laure Dano, Elhassania Kamal, Guy Gendron Analysis of bolted joints in composite laminates: Strains and bearing stiffness predictions // *Composite Structures*. – Vol. 79. – 2007. – PP. 562–570.
79. Kolesnikov B., Herbeck L., Fink A. CFRP/titanium hybrid material for improving composite bolted joints // *Composite Structures*. – 2008. – Vol. 83. – PP. 368–380
80. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. – М.: Издательство физико-математической литературы. – 2013. – 272 с.
81. Gray P.J., McCarthy C.T. A global bolted joint model for finite element analysis of load distributions in multi-bolt composite joints // *Composites: Part B*. – Vol. 41. – 2010. – PP. 317–325.
82. Khashaba U.A., Sallam H.E.M., Al-Shorbagy A.E., Seif M.A. Effect of washer size and tightening torque on the performance of bolted joints in composite structures // *Composite Structures*. – Vol. 73. – 2006. – PP. 310–317.
83. McCarthy C.T., Gray P.J. An analytical model for the prediction of load distribution in highly torqued multi-bolt composite joints // *Composite Structures*. – Vol. 93. – 2011. – PP. 287–298.
84. Álvaro Olmedo, Carlos Santiuste On the prediction of bolted single-lap composite joints // *Composite Structures*. – 94. – 2012. – PP. 2110–2117.
85. James T. Grutta, Ibrahim Miskjoglu, Saiphon Charoenphan, Madhukar Vable Strength of Bolted Joints in Composites under Concentrated Moment // *Journal of Composite Materials*. – 2000. – 34. – PP. 1242-1262.

86. Hsien-Tang Sun, Fu-kuo Chang, Xinlin Qing The Response of Composite Joints with Bolt-Clamping Loads, Part I: Model Development // Journal of Composite Materials. – 2002. – Vol. 36 (1). – PP. 47-67.
87. Wei-Hwang Lin, Ming-Hwa R. Jen The Strength of Bolted and Bonded Single-Lapped Composite Joints in Tensile // Journal of Composite Materials. – 1999. – Vol. 33. – P. 640
88. Кожевников В.Ф. Аналитические методы расчета на прочность болтовых соединений летательного аппарата, передающих усилие среза: диссертация доктора технических наук : 01.02.06 / Кожевников Владимир Федорович; [Место защиты: Моск. авиац. ин-т (нац. исслед. ун-т)]. – Москва. – 2019. – 284 с.
89. Kradinov V., Madenci E., Ambur D.R. Application of genetic algorithm for optimum design of bolted composite lap joints // Composite Structures. – Vol. 77. – 2007. – PP. 148–159.
90. McCarthy M.A., McCarthy C.T., Padhi G.S. A simple method for determining the effects of bolt-hole clearance on load distribution in single-column multi-bolt composite joints // Composite Structures. – Vol. 73. – 2006. – PP. 78–87.
91. Bolotov M.A., Pechenin V.A., Grachev I.A., Kudashov E.V. Simulation for Pretensioning Bolted-Type Connections of High-Loaded Assembly Units// 2019 International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies (Far East Con). – 2019. – Режим доступа: DOI: [10.1109/FarEastCon.2019.8934112](https://doi.org/10.1109/FarEastCon.2019.8934112)
92. Jianxia Wang, Tianliang Qin, Narasimha Rao Mekala, Yujun Li, Mohammad Heidari-Rarani, Kai-Uwe Schröder Three-dimensional progressive damage and failure analysis of double-lap composite bolted joints under quasi-static tensile loading // Composite Structures. – Vol. 285. – April 2022. – PP. 115227.
93. Liaojun Yao, Hao Cui, Licheng Guo Yi Sun A novel total fatigue life for delamination growth in composite laminates under generic loading // Composite structures. – Vol. 258. – February 2021. – PP. 113402.

94. Song Zhou, Yan Li, Kunkun Fu, Xiaodi Wu Progressive fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite based on fatigue master curves // *Thin-Walled Structures*. – Vol. 158. – January 2021. – PP. 107173.
95. Zlatan Kapidžić Comparison of fatigue life and flexibility between aluminum-composite and aluminum-aluminum bolted joints // *International Journal of Fatigue*. – Vol. 157. – April 2022. – PP. 106695.
96. Болотин В.В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. – М.: Машиностроение. – 1984. – 312 с.
97. Парамонов Ю.М. Надежность, живучесть и ресурс конструкции летательных аппаратов: учебное пособие. – Рига: Риж. ин-т инженеров гражд. авиации. – 1980. – 78 с.
98. Пейн А. Усталостная прочность и долговечность самолетных конструкций. Определение усталостной прочности крыльев самолета при помощи натуральных испытаний / Пер. с англ.: Под ред. И.И. Эскина. – М.: Машиностроение. – 1965. – 591 с .
99. Прогнозирование развития усталостных трещин в элементах конструкций летательных аппаратов: Учебное пособие/ С.В. Бутушин, С.Г. Лебединский. – М.: МАТИ. – 1993. – 84 с.
100. Мостовой А.С. Усталостная прочность и ресурс самолетных испытаний: учебное пособие по курсу «Строительная механика и расчет самолета на прочность». – Куйбышев. – 1975. – 71 с.
101. Xiaoquan Cheng, Songwei Wang, Jie Zhang, Wenjun Huang, Yujia Cheng, Jikui Zhang Effect of damage on failure mode of multi-bolt composite joints using failure envelope method // *Composite Structures*. – Vol. 160. –15 January 2017. – PP. 8 – 15.
102. Резниченко В.И. Изготовление лопастей вертолетов из неметаллических материалов: учебное пособие по дипломному проектированию / под ред. Проф. А.Л. Абибова. – М.: МАИ. – 1977. – 63 с.

103. Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н. Проектирование узлов механических композитно-металлических соединений // Труды МАИ. – № 90. – 2016. – 19 с.
104. Дудченко А.А. Расчет напряженно-деформированного состояния элементов авиационных, ракетных и машиностроительных конструкций из композиционных материалов. – М.: НПУ «Федеративная информационная система». – 2013. – 232 с.
105. Ларионова А.А., Дудченко А.А. Оптимизация узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолета с учетом условий долговечности // журнал «Конструкции из композиционных материалов». – № 4. – 2019. – С. 8-16.
106. Michael Chun-Yung Niu Composite airframe structures // Conmilit Press Ltd. – Hong Kong. –1992. – P. 664.
107. Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran . - М.: ДМК Пресс. – 2013. – 784 с.
108. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждения на примере стыка крыла с центропланом // Механика композиционных материалов и конструкций. – Том 28. – № 1. – 2022. – Режим доступа: DOI 10.33113/mkmk.ras.2022.28.01.133_144.07.
109. Дудченко А.А., Лурье С.А. Моделирование процессов роста поврежденности и деградации механических свойств слоистых композитов. – М.: Изд-во МАИ. – 2019. – 160 с.
110. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждений на примере узла крепления вертолетной лопасти // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – № 7. – 12 с. – Режим доступа: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-7-2093>.
111. Гриневич А.В., Яковлев Н.О., Славин А.В. Критерии разрушения полимерных композиционных материалов (обзор) // Электронный научный журнал «ТРУДЫ ВИАМ». – № 7. – 2019. – Режим доступа: dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111.

112. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. -М.: Машиностроение. – 1984. – 280 с.
113. Стрижиус В.Е. Метод расчета на усталость срезных болтов в металлокомпозитных соединяемых элементах авиаконструкций. –М.: Научный вестник МГТУ ГА. – 2014. – № 199. – С. 52-61.
114. Ларионова А.А., Дудченко А.А. Оптимизация узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолета с учетом условий долговечности // журнал «Конструкции из композиционных материалов». – № 4. – 2019. – С. 8-16.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1 Результаты испытаний образцов

Образец№2



Рисунок 1 – Диаграмма деформирования для образца№2

Образец№3

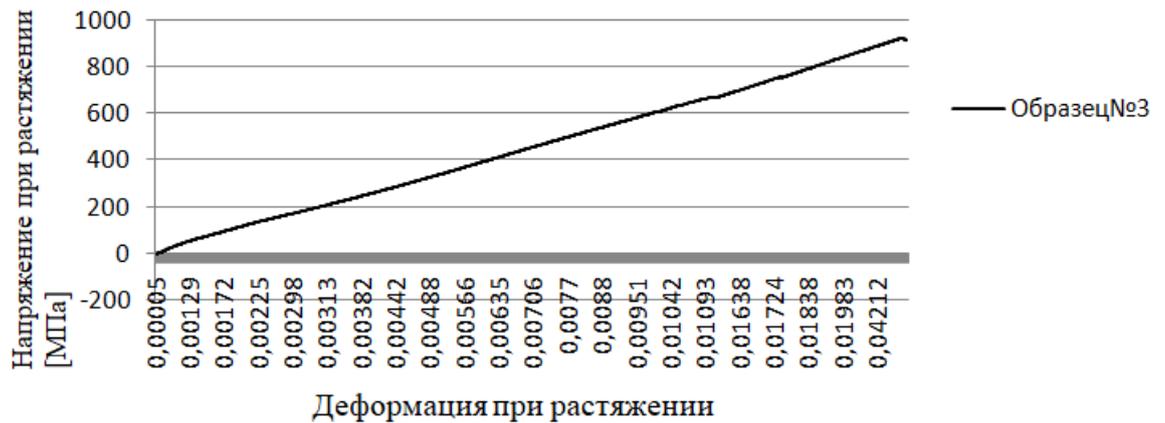


Рисунок 2 – Диаграмма деформирования для образца№3

Образец№4



Рисунок 3 – Диаграмма деформирования для образца№4



Рисунок 4– Диаграмма деформирования для образца№6

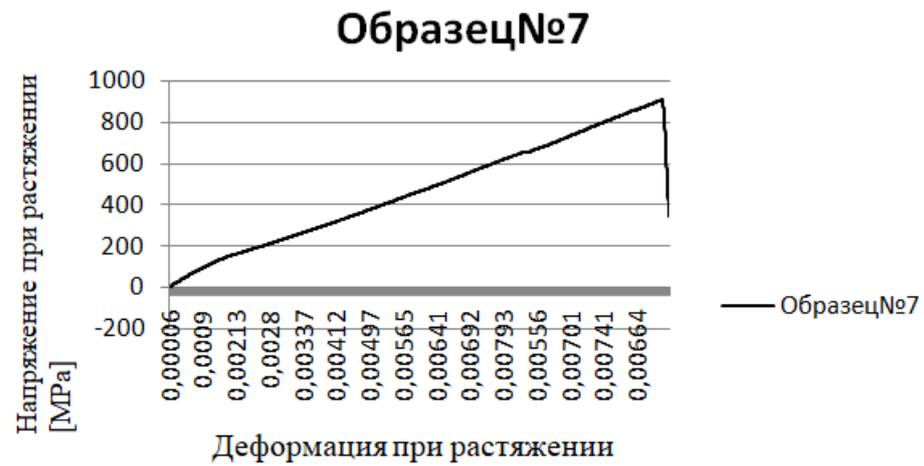


Рисунок 5 – Диаграмма деформирования для образца№7

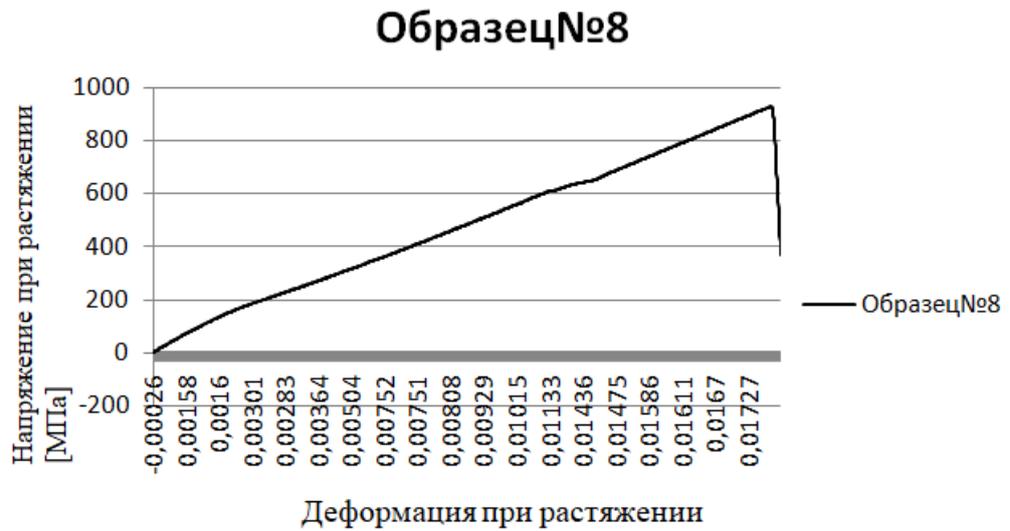


Рисунок 6– Диаграмма деформирования для образца№8



Рисунок 7 – Диаграмма деформирования для образца№9

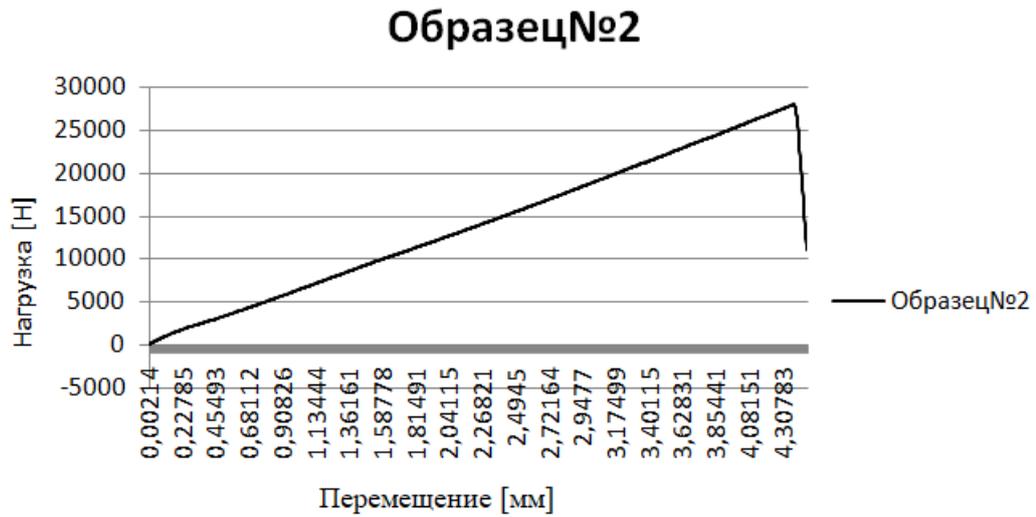


Рисунок 8 – График нагрузка-перемещение для образца№2

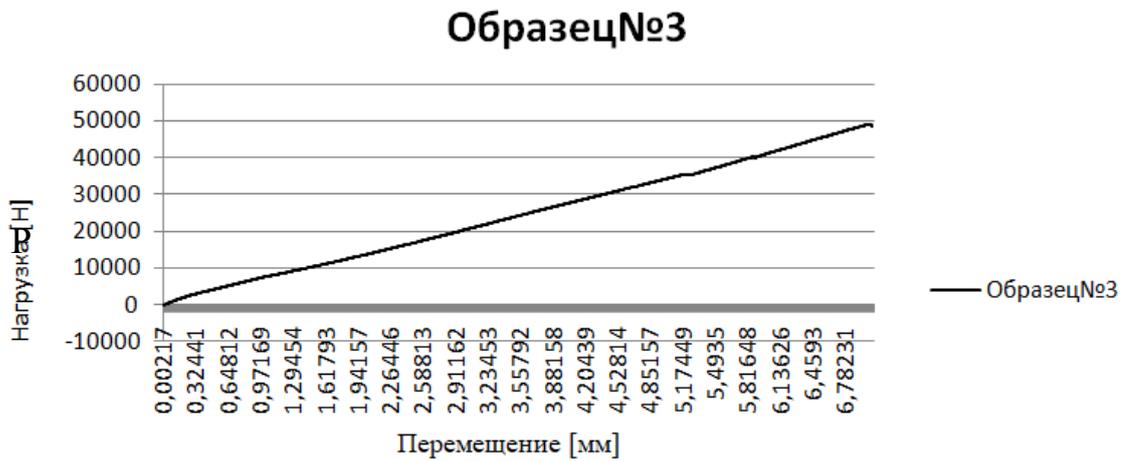


Рисунок 9 – График нагрузка-перемещение для образца№3

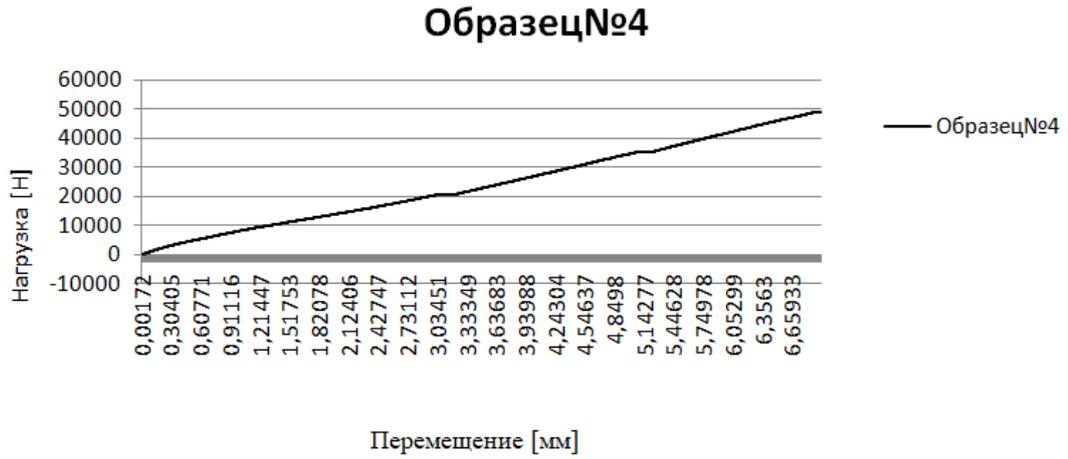


Рисунок 10 – График нагрузка-перемещение для образца№4



Рисунок 11 – График нагрузка-перемещение для образца№6

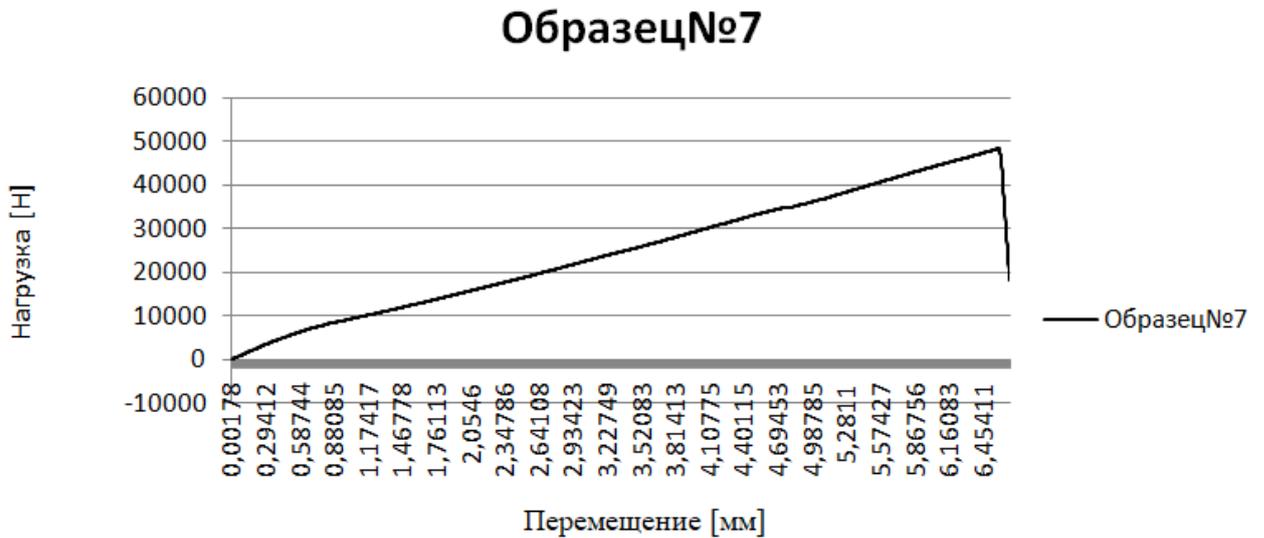


Рисунок 12 – График нагрузка-перемещение для образца№7

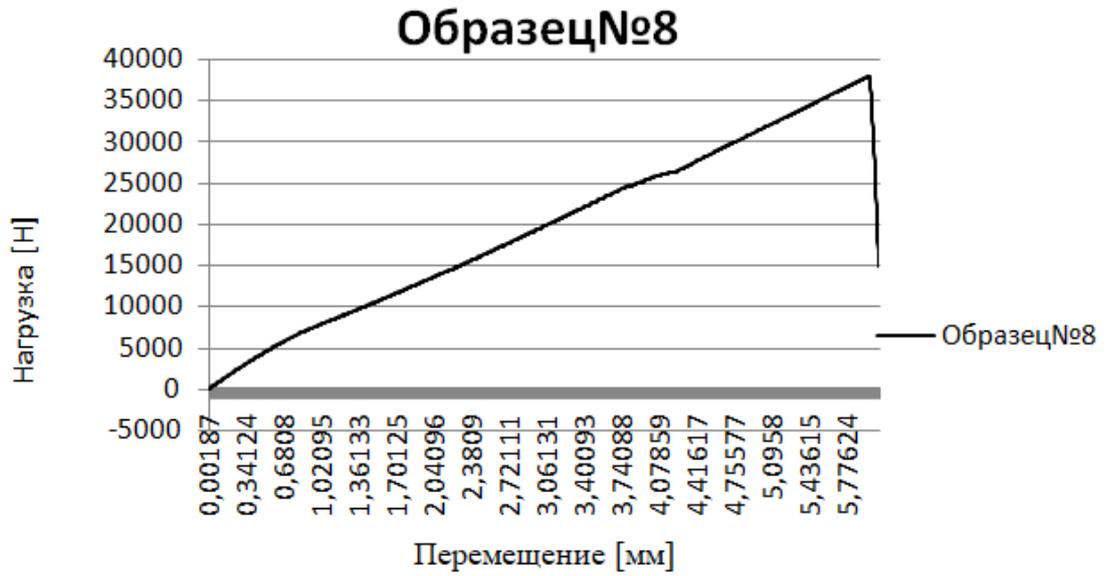


Рисунок 13 – График нагрузка-перемещение для образца№8

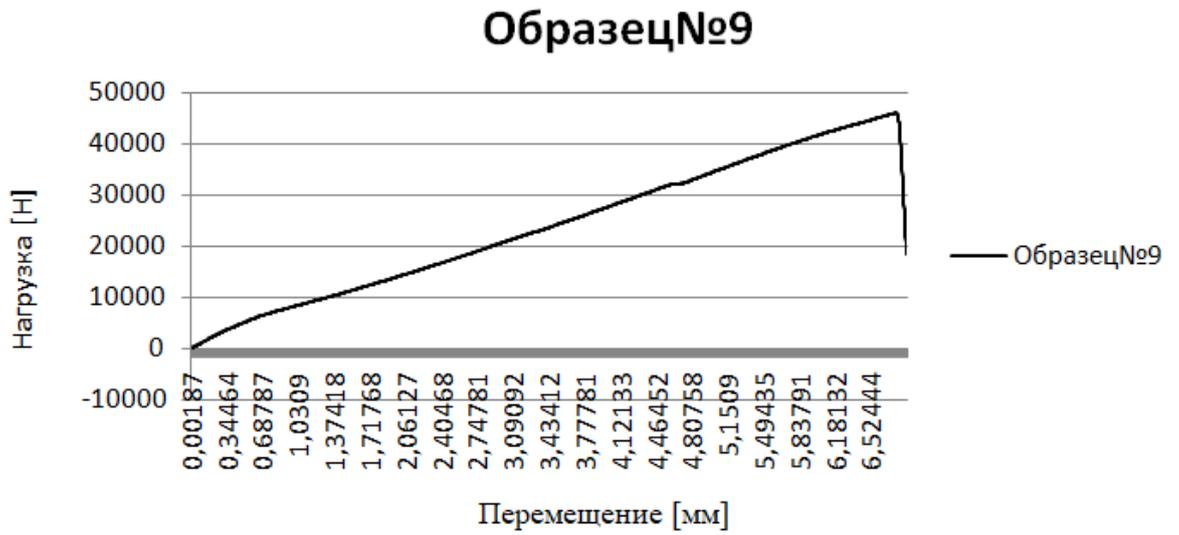


Рисунок 14 – График нагрузка-перемещение для образца№9

ПРИЛОЖЕНИЕ 2 АКТ ВНЕДРЕНИЯ

«УТВЕРЖДАЮ»

Проректор по учебной работе

Козорез Д.А.



2022г

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы Маскайкиной Анны Александровны на тему:
«Разработка методов расчета стыковых металло-композитных узлов авиационных конструкций
на прочность с учетом ресурса»

в учебный процесс федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» МАИ (НИУ)

Настоящим актом подтверждается **использование результатов исследований**, полученных и изложенных в диссертации ассистента кафедры 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Маскайкиной Анны Александровны «Разработка методов расчета стыковых металло-композитных узлов авиационных конструкций на прочность с учетом ресурса», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14 – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов», **при реализации основных образовательных программ высшего образования:**

- бакалавриата по направлению подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика, профиль - Компьютерный анализ и прочность аэрокосмических конструкций.

- магистратуры по направлению подготовки 24.04.01 – Ракетные комплексы и космонавтика, профиль - Прочность, конструирование и производство конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов.

Результаты диссертационной работы имеют научное и практическое значение, применяются при реализации учебных программ дисциплин «Оптимальное проектирование композитных конструкций», «Механика разрушения композиционных материалов».

Директор Дирекции Института №6
«Аэрокосмический»

Тушавина О.В.

Заведующий кафедрой 602
«Проектирование и прочность
авиационно-ракетных и космических изделий»

Туркин И.К.