

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

На правах рукописи

Турбин Николай Васильевич



**МЕТОД РАСЧЕТА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ЖИВУЧЕСТИ
НЕСУЩИХ ПАНЕЛЕЙ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ
С НЕНОРМИРУЕМЫМ УДАРНЫМ ПОВРЕЖДЕНИЕМ
ПРИ ДЕЙСТВИИ ЦИКЛИЧЕСКИХ НАГРУЗОК СЖАТИЯ**

Специальность 2.5.14.

«Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, с.н.с.
Селюгин Сергей Васильевич

Москва – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
Глава 1 Нормативные аспекты и практика обоснования живучести композитных конструкций самолетов	17
1.1 Нормативные аспекты обоснования живучести композитных конструкций самолета транспортной категории.....	17
1.2 Обзор научных исследований в области живучести ПКМ	20
1.3 Актуальные исследования в области живучести композитных конструкций самолета	24
1.4 Постановка задачи исследования	32
1.5 Заключение по Главе 1	33
Глава 2 Математическая модель расчета живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением при действии циклических нагрузок	34
2.1 Получение формы расчетного уравнения для оценки живучести	34
2.2 Расчет критических деформаций.....	40
2.3 Энергетический критерий роста расслоений	43
2.4 Уравнение расчетной оценки живучести	46
2.5 Пример определения параметров уравнения скорости роста повреждения	50
2.6 Заключение по Главе 2	53
Глава 3 Численное моделирование роста ударного повреждения.....	55
3.1 Метод расчета длительностей роста повреждения с использованием численного моделирования	55
3.2 Пример расчета.....	57
3.3 Заключение по Главе 3	71

Глава 4 Испытания образцов с ударным повреждением	72
4.1 Содержание эксперимента	72
4.2 Результаты эксперимента	81
4.3 Заключение по Главе 4	97
Глава 5 Метод расчетной оценки живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением при действии циклических нагрузок	99
5.1 Основные положения метода расчетной оценки эксплуатационной живучести сжатых композитных элементов конструкции	99
5.2 Определение критической конфигурации повреждения для проведения расчетной оценки	101
5.3 Пример использования метода расчетной оценки эксплуатационной живучести	116
5.4 Заключение по Главе 5	118
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	120
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	123
ПРИЛОЖЕНИЕ	137
Акты внедрения результатов диссертационной работы	137

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Доля композиционных материалов при изготовлении планеров современных летательных аппаратов возрастает. В процессе проектирования элементов конструкций летательных аппаратов важное место занимает анализ эксплуатационной живучести, характеризующей свойства конструкции и способы обеспечения безопасности конструкции по критерию достижения требуемой прочности. В ходе анализа эксплуатационной живучести изучается возможность наличия незначительного повреждения при одновременном обеспечении безопасности в процессе роста повреждения или разрушения элемента конструкции.

Интерес представляет определение длительности роста повреждения - количества циклов нагрузки, вызывающего рост повреждения от определенного начального размера до предельно допустимого граничного размера. Длительность роста зависит от скорости роста повреждения, которая определяется скоростью высвобождения упругой энергии деформации или интенсивностью напряжений при действии циклов нагрузки.

В анализе элементов конструкции из композиционных материалов исследуется пакет: укладка ориентированных композитных монослоев в одно целое. В процессе эксплуатации возникает различных размеров межслоевое расслоение - отсутствие соединения между слоями в многослойном материале. Часть композитного пакета, отклеившаяся вследствие расслоения, называется отслоением.

Количество летательных аппаратов с новыми, сложными и ответственными конструкциями из полимерных композиционных материалов (ПКМ) продолжает увеличиваться. Требуется развитие универсальных аналитических и численных методов, на основе применения которых обеспечивается прочность объектов авиационной техники. В авиационной отрасли отсутствует методика расчетной

оценки эксплуатационной живучести элементов конструкции из композитов с ударным повреждением. Типовым объектом анализа эксплуатационной живучести является композитная верхняя панель кессона крыла с ударными повреждениями обшивки и мест соединения стрингеров с обшивкой. Доказательство эксплуатационной живучести композитной конструкции достигается демонстрацией отсутствия роста нанесенных повреждений и сохранения остаточной прочности конструкции после действия стационарных циклов нагрузки в ходе испытаний агрегатов (Рисунок 1). Применение метода позволит оценить характеристики роста ударного повреждения в конструкции на ранних стадиях проектирования и уточнить рабочие укладки композитных элементов конструкций.

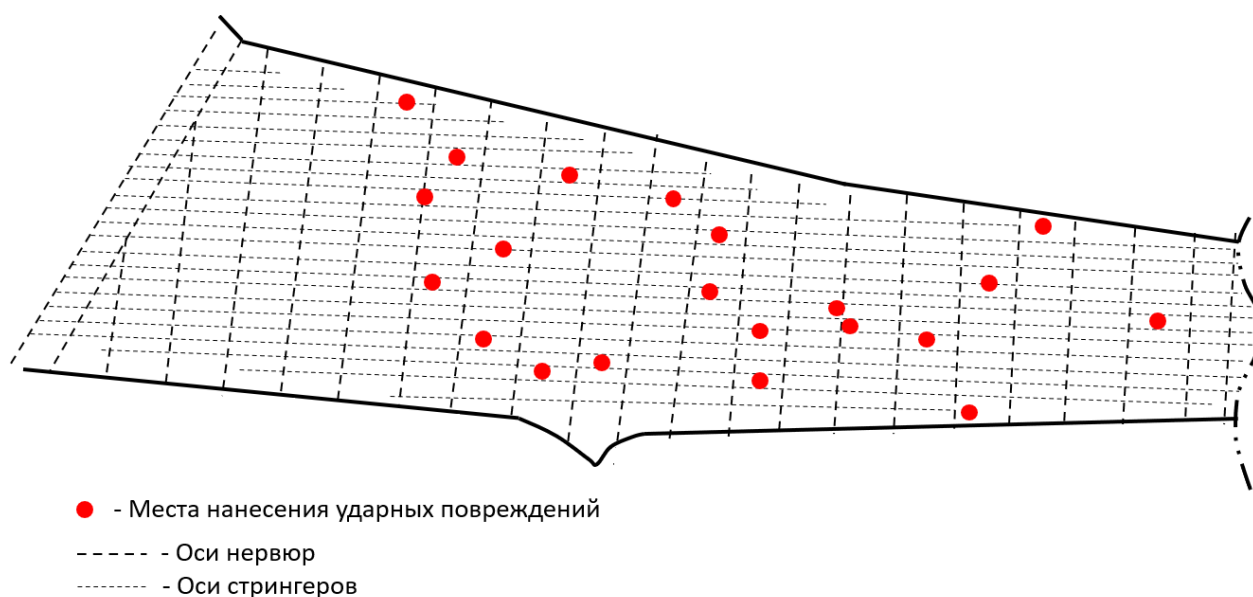


Рисунок 1 - Верхняя панель прототипа кессона крыла с нанесенными ударными повреждениями для испытаний на эксплуатационную живучесть

Рассматриваются пять категорий повреждения в зависимости от требуемого уровня сохранения остаточной прочности, контролепригодности, интервала между осмотрами, условий появления повреждения и очевидности события, вызывающего повреждение. Классификация повреждений ПКМ представлена на Рисунке 2. Категории 1 и 2 повреждений относятся к малозаметным

повреждениям. В диссертации рассматриваются повреждения первых трех категорий.

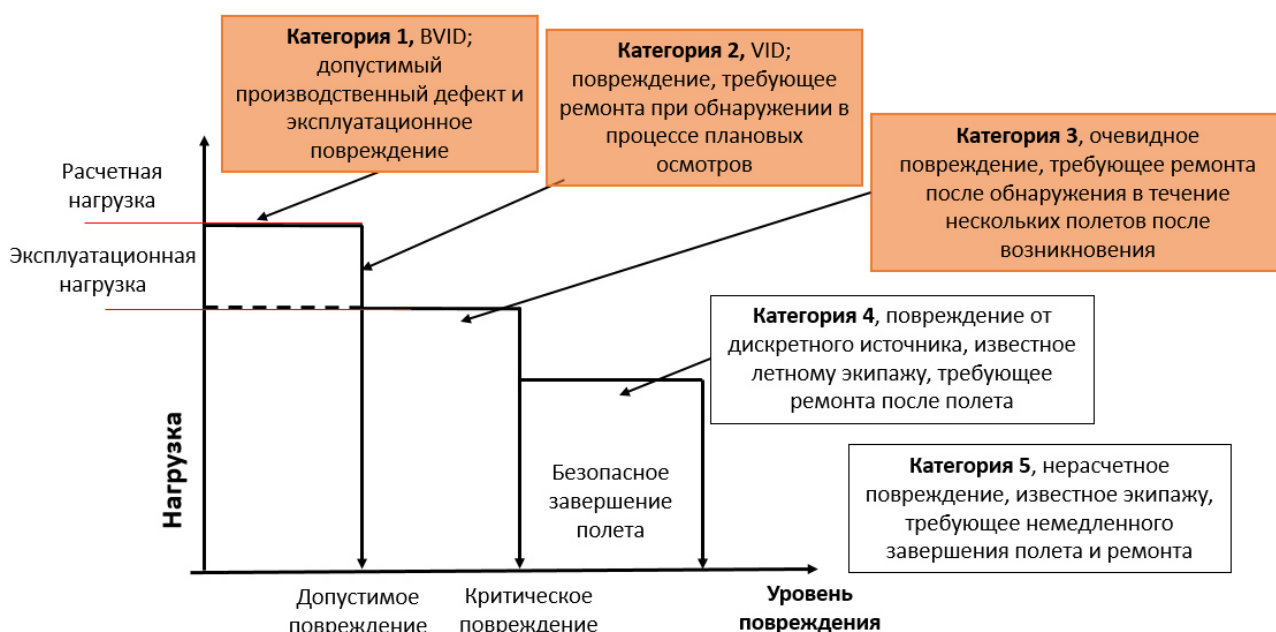


Рисунок 2 - Категорирование повреждений элементов конструкции из ПКМ

Степень разработанности темы исследования

Механика ПКМ рассматривается в работах Васильева В.В., Алфутова Н.А., Амбарцумяна С.А., Болотина В.В., Дудченко А.А., Бакулина В.Н., Полилова А.Н., Селюгина С.В., Barbero E.J. [1-3, 5 -11,17, 36, 57, 58]

Теоретическими исследованиями процессов роста повреждений в ПКМ при циклических нагрузках занимались Дудченко А.А., Лурье С.А., Стрижиус В.Е., Работнов Ю.Н., Болотин В.В., Парцевский В.В., Полилов А.Н., Димитриенко Ю.И., Бабаевский П.Г., Салиенко Н.В. [4, 6-11, 16, 18, 28, 30, 31, 33, 34, 38, 39]

Экспериментальное исследование живучести образцов и элементов из ПКМ при циклических нагрузках отражены в работах Вильдемана В.Э., Ушакова А.Е., Трунина Ю.П., Смотровой С.А., Смотров А.В., Сапожникова С.Б., Староверова О.А., Калинина А.Г., Pascoe J.-A, Alderliesten R., Irving.P. [21, 35, 37, 40, 69, 81, 98, 99, 101, 109, 110, 114]

Вопросам неразрушающего контроля и диагностики состояния структуры композитных конструкций посвящены работы Матвиенко Ю.Г., Смотровой С.А., Смотров А.В., Разумовского Ю.А., Струнгарь Е.М., Чернова Д.В. [21, 50, 110]

Подходы численного моделирования процессов роста повреждений и деградации механических свойств ПКМ при циклических нагрузках изложены в работах Сапожникова С.Б., Дмитриенко Ю.И., Turon A., Carlos G. Dávila, Van Paeregem W. [18, 35, 69-72, 121]

Тема обеспечения прочности композитных конструкций с учетом случайных ударных воздействий раскрывается в работах Ушакова А.Е, Фейгенбаума Ю.М., Дубинского С.В., Божевалова Д.Г. [40, 51]

Несмотря на разработанность отдельных направлений, близких к теме диссертации, разработке метода расчетной оценки эксплуатационной живучести несущих конструкций из ПКМ посвящено недостаточно работ. Применение современных численных методов и полунатурного моделирования позволяет глубже изучить вопросы развития повреждений в композите при действии стационарных циклических нагрузок.

Цель работы

Целью диссертации является разработка метода расчетной оценки эксплуатационной живучести несущих панелей элементов конструкции планера летательного аппарата из композиционных материалов с ненормируемым ударным повреждением, полученным в эксплуатации, в условиях циклического сжатия, учитывающего остаточную статическую прочность композита.

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие задачи:

1. Сформировать математическую модель расчетной оценки живучести сжатых элементов конструкции из ПКМ с ударными повреждениями, включающую уточненное уравнение циклического роста расслоения ПКМ и концепцию выбора критической конфигурации ударного повреждения, используя теоретические основы поведения ПКМ под действием стационарных циклических нагрузок.
2. Разработать метод расчетной оценки живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением при действии циклических нагрузок.
3. Провести численное моделирование процесса сжатия элемента конструкции из ПКМ с ударным повреждением на основе сформированной

математической модели с целью предсказания длительности роста повреждения, остаточной прочности элемента конструкции, обоснования выбора верхней границы размера повреждения.

4. Провести экспериментальное исследование на циклическое сжатие элементов конструкции летательного аппарата из ПКМ с ударным повреждением для выявления закономерностей роста повреждения и сравнения с результатами расчета.

5. Определить методические особенности исследования живучести конструкционных полимерных композитов в условиях циклического сжатия после ударного повреждения.

Объектом исследования являются основные силовые элементы (ОСЭ) ЛА из слоистых ПКМ с малозаметными ударными повреждениями, работающие в условиях циклического сжатия.

Предмет исследования

Исследование влияния малозаметных ударных повреждений на эксплуатационную живучесть конструкций летательных аппаратов из ПКМ под действием циклического сжатия. Анализ роста несплошностей в виде расслоений в ПКМ, возникающих при изготовлении, сертификационных испытаниях и эксплуатации летательных аппаратов.

Научная новизна

1. Получено новое уравнение циклического роста расслоения, учитывающее принцип подобия обобщенных сил, продвигающих рост расслоения. Разработан новый алгоритм расчетной оценки длительности роста ударного повреждения.

2. Предложена и подтверждена результатами исследования новая концепция выбора критической конфигурации ударного повреждения, приведенного к заложенному расслоению эллиптической формы. Предложен алгоритм нахождения глубины залегания критического расслоения на основе зарегистрированного распределения расслоений в образце после удара.

3. Разработан новый метод расчетной оценки скоростей и длительностей роста ударного повреждения с применением численного моделирования. Проведены расчетные исследования по разработанному методу. Получены новые результаты расчета длительности роста повреждения, остаточной прочности элемента конструкции и обоснования выбора верхней границы размера повреждения.

Теоретическая значимость исследования

- Полученное в работе уравнение циклического роста расслоения, учитывающее принцип подобия обобщенных сил, продвигающих рост расслоения, позволяет на основе ограниченного объема экспериментальных данных прогнозировать скорости и длительности роста расслоений в элементах конструкции летательных аппаратов с ударными повреждениями при произвольном уровне и коэффициентах асимметрии цикла нагрузки.

- Предложенная и подтвержденная результатами исследования концепция выбора критической конфигурации ударного повреждения позволяет проводить экспресс-оценки живучести композиционного материала без масштабных параметрических исследований.

Практическая значимость исследования

- Разработанный алгоритм расчетной оценки эксплуатационной живучести элементов конструкции летательного аппарата из композиционных материалов позволяет на ранних этапах проектирования спрогнозировать живучесть, а также контролировать живучесть элемента конструкции в зависимости от укладки пакета.

- Результаты эксперимента на циклическое сжатие образцов с ударным повреждением использованы при разработке новых эмпирических зависимостей для оценки повреждаемости композита.

- Разработанное программное обеспечение позволяет решать класс задач расчетной оценки эксплуатационной живучести элементов конструкции самолета SJ-100 из композиционных материалов. Имеются свидетельства о

государственной регистрации программы и акт о внедрении результатов исследования.

- Результаты диссертационной работы применяются при реализации учебных программ дисциплин «Проектирование агрегатов ЛА из ПКМ», «Прочность агрегатов ЛА из ПКМ», «Strength of aircraft units made of PCM» и «Composite Airframe Structures Design», читаемых для студентов Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Методология и методы исследования

- Для исследования роста расслоений в конструкциях с ударным повреждением использованы положения теории упругости анизотропных тел и механики разрушения.

- Для решения уравнения циклического роста расслоения применены явные численные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений.

- Для анализа и оценки остаточной прочности элемента конструкции в зависимости от формы и приведенных механических характеристик зоны с ударным повреждением использовано численное моделирование методом конечных элементов.

- Для получения эмпирических зависимостей и проверки теоретических оценок использованы средства прочностного эксперимента и неразрушающей диагностики.

Положения, выносимые на защиту

1. Уравнение циклического роста расслоения, учитывающее принцип подобия обобщенных сил, продвигающих рост расслоения и основанное на теории процессов роста повреждений в ПКМ при циклических нагрузках.

2. Концепция выбора критической конфигурации ударного повреждения по условиям живучести, основанная на экспериментальных данных и выявленных механизмах роста повреждений в композитах при циклических нагрузках.

3. Результаты расчета длительности роста повреждения, остаточной прочности элемента конструкции и обоснования выбора верхней границы размера повреждения.

4. Метод расчета эксплуатационной живучести композитных элементов конструкции с ударными повреждениями с использованием численного моделирования.

5. Алгоритм расчетной оценки эксплуатационной живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением, обоснованный теоретически и экспериментально.

6. Результаты эксперимента, включающего испытания и неразрушающий контроль структурной целостности композитных элементов конструкции с ударным повреждением при действии циклического сжатия.

7. Методические особенности исследования живучести конструкционных полимерных композитов в условиях циклического сжатия после ударного повреждения.

Степень достоверности результатов

Достоверность полученных результатов определяется сопоставлением с известными аналитическими и численными решениями частных задач анализа живучести конструкций из ПКМ, сравнительным анализом полученных теоретических результатов с данными испытаний.

Личный вклад автора диссертации состоит в адаптации теоретической модели расчета скоростей и длительностей роста внутреннего расслоения к задаче расчетной оценки эксплуатационной живучести композитного элемента конструкции летательного аппарата с ударным повреждением, разработке алгоритма определения критической конфигурации ударного повреждения по критерию живучести, корректировке расчетного уравнения для скорости роста расслоения, разработке программного обеспечения, сопровождении и обработке результатов испытаний образцов слоистого ПКМ с ударным повреждением на циклическое сжатие, а также создание алгоритма расчета живучести слоистого ПКМ с применением численного моделирования.

Результаты диссертации получены лично автором. Из результатов, опубликованных в соавторстве, в диссертацию включен материал, вклад соискателя в который являлся определяющим.

Соответствие паспорту специальности

Диссертация соответствует п.2 Паспорта специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»: обеспечение прочности объектов авиационной, ракетной и космической техники на основе современных аналитических и численных методов, методов натурного и полунатурного моделирования в условиях стационарных и нестационарных внешних воздействий.

Апробация работы

Основные положения и результаты исследований в рамках диссертации доложены и обсуждены на международных и всероссийских научных конференциях:

1. «Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения», IX Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная 120-летию со дня рождения Якова Давидовича Аврасина, 21 ноября 2025 года, г. Москва.
2. 24-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», 17-21 ноября 2025 года, г. Москва.
3. Прочность конструкций летательных аппаратов, 12–13 декабря 2024 года, г. Жуковский.
4. 3-я Международная научно-техническая конференция «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения», 26–30 августа 2024 года, г. Москва.
5. Международный конгресс по аэронавтике, 04–05 декабря 2023 года, г. Москва.
6. 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», 21–25 ноября 2022 года, г. Москва.

Публикации

По теме диссертационной работы опубликовано 12 печатных работ, 3 из которых в изданиях из рекомендованного Перечня ВАК РФ специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов», 2 статьи – в изданиях,

индексируемых в базе данных Scopus или Web of Science, 6 тезисов докладов по материалам всероссийских и международных научных конференций, свидетельство о государственной регистрации программы.

Структура и объемы работы

Диссертация включает в себя введение, пять глав, заключение и список литературы. Общий объем работы составляет 139 страниц, включая 47 рисунков, 14 таблиц и список литературы из 124 наименований.

Во Введении обоснованы актуальность диссертационного исследования, степень разработанности темы исследования и цель работы, представлены задачи исследования, объекты исследования, предмет исследования, сформулированы научная новизна, теоретическая и практическая значимость исследования, указаны методология и методы исследования, основные положения, выносимые на защиту, степень достоверности результатов, личный вклад автора диссертации, соответствие паспорту специальности, апробация работы, публикации по теме диссертации и содержание работы.

В первой Главе изложен анализ требований соответствующих авиационных правил и типовой метод обоснования живучести, основанный на проведении эксперимента.

Проанализированы ограничения существующих методов расчета эксплуатационной живучести конструкций из ПКМ. Свойства материалов, которые требуются для предварительной оценки эксплуатационной живучести элементов конструкции из ПКМ, получают в ходе этапа испытаний «Выбор материала и квалификация», но не используют для предварительной оценки эксплуатационной живучести по причине отсутствия утвержденных методик расчетной оценки живучести ПКМ.

Приведен обзор научных исследований в области живучести композитов. В большинстве исследований зарегистрирован внезапное возникновение роста расслоения. Косвенные индикаторы эволюции процесса повреждения, - акустическая эмиссия, термография, изменение формы смятия, свидетельствовали о непрерывном процессе, состоящем из нескольких фаз.

Сформулированы направления развития прикладных исследований живучести конструкций. Основное направление развития – поиск путей увеличения точности и надежности расчетных оценок при допустимой для практического анализа простоте моделей, и поиск расчетных зависимостей, требующих минимума необходимых параметров, получаемых из эксперимента.

Во второй Главе диссертации изложены теоретические основы и базовые расчетные зависимости для определения скоростей и длительностей роста расслоений, предложена адаптация базового расчетного уравнения скорости роста расслоения на основе уточнения выражения для размаха цикла нагрузки.

Модель роста повреждения при циклической нагрузке основана на материалах, изложенных в работе В.В. Болотина. Модель является объединенной: одновременно учитывает фазу невидимого роста при континуальном накоплении повреждения на фронте трещины и фазу видимого роста, когда накопленные повреждения переходят в состояние геометрически выраженной трещины. Использовано основное предположение теории роста трещин, введенной В.В. Болотиным, заключающееся в том, что трещины растут в моменты, когда циклическая нагрузка достигает критических значений.

Задача нахождения длины расслоения заключается в решении задачи Коши для уравнения скорости роста расслоения с заданным начальным условием, определяемым начальной длиной расслоения. Для решения задачи Коши применяются явные методы численного интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений различного порядка точности. Процесс интегрирования заканчивается при достижении заданного числа циклов или достижения длины расслоения критической величины, определяемой видом исследуемой конструкции.

Проведено сравнение результатов использования разработанного уравнения и известного уравнения на примере обработки данных испытаний на определение характеристик межслоевой трещиностойкости при циклическом нагружении по типу I. Выявлено, что достоверность аппроксимации разработанным уравнением совпадает с достоверностью аппроксимации известным уравнением.

В третьей Главе представлена процедура расчетной оценки длительности роста ударного повреждения в композите: количества циклов нагрузки, вызывающего рост повреждения от определенного начального размера до предельно допустимого граничного размера. Разработанная процедура основана на использовании численного моделирования процесса роста с применением уравнения скорости роста расслоения. Представлен пример расчетной оценки длительности роста ударного повреждения, приведены результаты сравнения длительностей роста ударного повреждения для разных уровней циклической нагрузки, изложены особенности выбора величины критического размера повреждения в зависимости от уровня циклической нагрузки.

Разработан пошаговый алгоритм расчетной оценки длительности роста ударного повреждения с использованием численного моделирования. Автоматизированное определение параметров уравнения скорости роста расслоения осуществляется на основе разработанного программного обеспечения [49], обрабатывающего данные стандартных испытаний и возвращающего параметры уравнения скорости роста расслоения в форме таблицы.

Проведен расчет длительности роста заложенного расслоения в стандартном образце с применением разработанного метода. Представлены результаты расчета.

В четвертой Главе представлены содержание и результаты эксперимента на циклическое сжатие образцов с ударным повреждением, результаты неразрушающего контроля образцов, полученные по ходу наработки базы испытаний.

При проведении эксперимента решены выполнены:

- Фиксация наличия роста ударного повреждения в образце из ПКМ при действии циклических нагрузок с использованием методов неразрушающей диагностики.
- Качественное определение динамики роста повреждений в ходе испытаний: по форме вспучивания отслоения, по изменению податливости образца, по полям деформаций.

- Количественная оценка структурных изменений в образце на определенных значениях наработки циклов нагрузки.
- Сопоставление расчетов по началу роста расслоений, полученных с помощью аналитических зависимостей из Главы 2 и результатов эксперимента.

В пятой Главе представлены положения метода расчетной оценки эксплуатационной живучести композитных элементов конструкции, работающих в условиях циклического сжатия, приведены уточнения по процедуре приведения ударного повреждения к заложенному дефекту типа «расслоение» эллиптической формы, даны необходимые уравнения для расчета матриц жесткости эквивалентной ортотропной пластины.

Разработан пошаговый алгоритм расчетной оценки эксплуатационной живучести композитных элементов конструкции.

Показано, что метод расчетной оценки эксплуатационной живучести позволяет увеличить период детального осмотра конструкции ЛА на 52% и увеличить допустимую нагрузку типового полета на 5% при сохранении принятого периода детального осмотра.

В Заключении представлены новые научные результаты диссертации.

Глава 1 Нормативные аспекты и практика обоснования живучести композитных конструкций самолетов

1.1 Нормативные аспекты обоснования живучести композитных конструкций самолета транспортной категории

Для тяжелого гражданского самолетостроения требования к долговечности и живучести изложены в пункте 25.571 “Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции” Норм Летной Годности (НЛГ) – 25 – 2023 [25]. Рекомендации и предложения по трактовке и обоснованию соответствия прочности конструкции ЛА данному пункту даются в РЦ-АП25.571-1А от 2015 г. [26]. Большая часть положений, касающихся подтверждения долговечности и живучести элементов из ПКМ в [26] гармонизирована с используемыми в Западных странах циркулярами FAR 20-107B [74] и EASA AMC 20-29 [73].

Для основных силовых элементов из ПКМ в [26] изложены дополнительные указания, методологические основы формирования «пирамиды» наборов расчетно-экспериментальных образцов, дополнительные требования к методике проведения ресурсных испытаний и категорированию повреждений. Соответствие между категорией повреждения композитной конструкции, обнаруживаемостью повреждения, уровнем повреждения и требованиями к остаточной статической прочности конструкций с повреждениями заданного типа представлена на Рисунке 2.

С точки зрения обеспечения долговечности и живучести композитного элемента конструкции в условиях действия циклических нагрузок наиболее критичны повреждения первых трех категорий, определяемых следующим образом [26, 73, 74]:

Категория 1 – Допустимые дефекты и повреждения, которые не обнаруживаются надежно при контроле на производстве и в ходе тяжелых форм

периодического контроля в эксплуатации. Конструкция с данной категорией повреждения должна выдерживать расчетную статическую нагрузку, отработку надежного ресурса и повторную расчетную нагрузку после отработки надежного ресурса. При использовании принципа нераспространения повреждения при разработке конструкции из ПКМ, отсутствие роста повреждений после статической и циклической нагрузки должно быть продемонстрировано.

Категория 2 – Повреждения, которые надежно обнаруживаются, - с вероятностью не менее 95% - при инструментальном и детальном визуальном измерительном контроле (ВИК) при плановых тяжелых формах периодического технического обслуживания. Обоснование живучести для конструкций из ПКМ с повреждениями категории 2 включает в себя подтверждение остаточной прочности выше эксплуатационной нагрузки перед и после отработки заданного количества циклов нагрузки, соответствующего двукратному интервалу между тяжелыми формами технического обслуживания. При использовании принципа нераспространения повреждения при разработке конструкции из ПКМ, отсутствие роста повреждений после статической и циклической нагрузки должно быть продемонстрировано.

Категория 3 – Повреждения, которые надежно обнаруживаются с вероятностью не менее 95% в ходе «легких» форм технического обслуживания - перед каждым вылетом (*англ.* Transit check). С повреждениями третьей категории конструкция из ПКМ должна выдерживать нагрузку не ниже эксплуатационной до и после воздействия количества циклов нагрузки, соответствующего нескольким полетам. При использовании принципа нераспространения повреждения при разработке конструкции из ПКМ, отсутствие роста повреждений после статической и циклической нагрузок должно быть продемонстрировано.

В рамках концепции пирамиды расчетно-экспериментальных образцов, исследование живучести конструкций из ПКМ начинается на уровне конструктивно-подобных образцов (Рисунок 3).



Рисунок 3 - Пирамида расчетно-экспериментальных образцов РЭО [26]

Свойства материалов, потребные для предварительной оценки живучести элементов конструкции из ПКМ, получают в ходе этапа испытаний «Выбор материала и квалификация», но не используют для предварительной оценки живучести по причине отсутствия утвержденных методик расчетной оценки живучести ПКМ.

В композитных конструкциях основным принципом обеспечения эксплуатационной живучести является принцип нераспространения повреждения, который означает, что после возникновения повреждения в результате эксплуатации или изготовления, рост повреждения при воздействии статических или циклических нагрузок и в предписанных условиях окружающей среды не допускается. Средства обеспечения соответствия нормам допустимых повреждений [73,74] предполагают проведение испытаний конструкции с искусственно нанесенными повреждениями. Объем таких испытаний, ограничен бюджетом проекта и возможностями методов прогнозирования критических зон конструкции.

Для композитных конструкций наиболее разрушающее влияние на остаточную прочность оказывают ударные повреждения. Подтверждено, что

прочностным свойством, наиболее подверженным воздействию удара, является величина прочности на сжатие [69, 103]. С учетом изложенного, критическим элементом конструкции самолета с точки зрения живучести является верхняя обшивка крыла, испытывающая постоянные средние напряжения сжатия в полете.

Критическое свойство ПКМ называется прочностью на сжатие после удара (*англ.* Compression After Impact, CAI) [12, 107], аналогом которой является усталостная прочность на сжатие после удара (*англ.* Compressive Fatigue After Impact, CFAI) [98], если рассматривается работа конструкции при циклических нагрузках.

1.2 Обзор научных исследований в области живучести ПКМ

Для проведения анализа устойчивости конструкции к повреждениям на ранних стадиях проектирования необходимы методы прогнозирования живучести, основанные на понимании влияния дефекта и/или повреждения на характеристики конструкции. Разработка методов прогнозирования прочности CFAI является предметом постоянного изучения [65, 67, 68, 79, 85, 110, 115]. Существует несколько опубликованных работ, посвященных методам оценки живучести композитных конструкций при повторных нагрузках. Найденные подходы различны по своей природе: от корреляционного анализа, основанного на обработке обширных экспериментальных данных [67, 68, 110], до сложного вычислительного анализа, включающего сочетание моделей механики повреждений [79, 67]. Рядом авторов разработаны подходы упрощенного инженерного анализа [65, 85, 115].

В работе [67] представлены две аналитические модели для анализа накопления усталости после удара, подтвержденные результатами экспериментов со стеклопластиковыми полотняного переплетения при различных условиях циклического нагружения. Первая модель основана на корреляции между энергией удара и остаточными усталостными свойствами материалов. Влияние соотношения величин напряжений и последовательности нагружения

учитывалось в модели с помощью дополнительных корреляционных «этажей» уравнений. Каждый уровень корреляции требовал дополнительного набора параметров аппроксимации, получаемых в ходе большего количества результатов испытаний. Вторая модель реализована в конечно-элементном расчетном комплексе и содержала поэлементный анализ повреждений, вызванных ударом и анализ накопления усталости. Моделирование накопления усталости в материале регулировалось правилами деградации жесткости, которые активировались в случае выполнения критериев усталости в течение текущего цикла нагружения. С точки зрения механики повреждений приведенная численная модель имеет трудности с локализацией повреждений и направлениями распространения повреждений [70], что ухудшает расчетные предсказания эволюции состояния повреждений и общей усталостной прочности элементов конструкции.

Указанные недостатки модели расчетного анализа работы [67] устранены в модели [79]. Для расчета накопления повреждений в ПКМ после удара как при статических, так и при циклических нагрузках, использовались современные подходы механики разрушения. Заключено, что предсказанную морфологию повреждений при циклических нагрузках сравнивать с экспериментальными результатами трудоемко.

Оба рассмотренных выше подхода к моделированию устойчивости к повреждениям продемонстрированы на стандартном образце для испытаний на сжатие после удара [12, 107]. Приведенное подробное численное моделирование роста повреждения в композите непрактично для оценки эволюции повреждений в реальных конструкциях из-за высокой потребности в численных ресурсах для расчета и значительных трудозатратах на предварительную подготовку конечно-элементной модели.

Существуют примеры инженерных методик расчетной оценки живучести конструкции из композитов. В работе [85] предложен упрощенный метод прогнозирования роста повреждений. Предложенный упрощенный подход основан на расчете полей концентрации напряжений вокруг пятна расслоения после удара с использованием известных выражений Лехницкого [86] и

деградации значений жесткости от величин расслоения с использованием правила смеси [31, 94]. Рассчитанные концентрация напряжения и снижение жесткости используются для расчета движущей силы роста расслоения - скорости высвобождения упругой энергии деформации (СВУД, *англ.* ERR – Energy Release Rate). В результате направление роста усталостного расслоения предсказывается на основе карты рассчитанной СВУД, а константы уравнения скорости роста повреждения определяются из эксперимента. О валидации расчетных оценок длительности роста повреждений с использованием вычисленных констант в уравнениях роста повреждения не сообщалось. Также остается под вопросом, является ли прогноз роста усталостного расслоения с использованием предложенной модели консервативным.

Модель прогнозирования живучести композита с ударным повреждением [65] основана на использовании предела усталости ПКМ при действии циклического сжатия. В работе СВУД рассчитывается по состоянию отслоения ПКМ после сжатия с использованием приближенных аналитических выражений. Предел усталости при сжатии определялся как значение деформации, при которой СВУД достигает значения вязкости разрушения по моде I для материала связующего. Сравнение расчетных значений деформаций после сжатия, приведенных к величине СВУД, для расслоений на разной глубине композитного пакета показало хорошее совпадение с началом их роста при испытаниях, но ориентация фронта роста расслоения, принятая в расчете, и фактически наблюдаемая в эксперименте, не совпадали, что не прокомментировано авторами исследования. Для уточненного анализа устойчивости к повреждениям требуется учет физических факторов, ответственных за возникновение и распространение повреждений.

Живучесть ПКМ с ударным повреждением связана с живучестью ПКМ в присутствии заложенного дефекта типа «расслоения». Расслоения в полимерных композитах многосторонне исследованы на теоретическом и на практическом уровне. Уровень знания по теме и актуальные задачи, требующие решения, полно отражены в обзоре В.В. Парцевского [28]. В [28], в числе различных вопросов,

связанных с расслоениями в ПКМ, рассмотрены случаи расслоения ПКМ от ударных нагрузок при последующем воздействии циклических нагрузок, что наиболее интересно для цели настоящей диссертационной работы. В [28] отмечено, что энергетические критерии роста расслоений являются предпочтительными в силу «физичности» и стабильности расчетных характеристик материала на основе вычисления СВУД: трещиностойкости G_c и J -интеграла по замкнутому контуру вокруг вершины трещины, по сравнению с феноменологическими характеристиками, используемыми в критериях роста расслоений в напряжениях. Тем не менее, в выражениях энергетических критериев роста расслоения с учетом смеси различных мод развития повреждений также появляются чисто феноменологические параметры.

Важным достижением в области изучения кинетики роста расслоений в ПКМ является построенная В.В. Болотиным многопараметрическая теория циклического роста трещин расслоения [6-11]. Основной заслугой цикла работ [6-11] является теоретический вывод уравнений скоростей и длительностей роста расслоений, включая объяснение природы параметров уравнения, получаемых из эксперимента. Показано, как привести теоретически выведенное уравнение роста расслоений к известной полуэмпирической форме зависимостей типа Пэриса-Эрдогана [96-97]. В рамках сформулированной В.В. Болотиным теории решены прикладные задачи циклического роста расслоений. Для настоящей диссертации актуальны решения, полученные в [23, 24] для выпучивающихся, - потерявших устойчивость - отслоений в композитных пластинах.

Экспериментальные исследования, посвященные изучению закономерностей роста повреждений в образцах CFAI, более распространены в литературе, чем теоретические изыскания. В обзоре [60] рассмотрены наиболее значительные публикации в области экспериментальных исследований CFAI. Для характеристики эволюции повреждений в образце из ПКМ с ударным повреждением, нагруженном циклическим сжатием, использовались следующие методы: отслеживание изменения жесткости [60, 61, 62, 79, 110, 115, 124]; для

мониторинга роста расслоений с помощью методов неразрушающего контроля (НК, *англ.* NDE – Non-Destructive Evaluation), таких как ультразвуковой контроль [60, 61, 62, 65, 69, 79, 88, 95, 110, 115, 122, 124], термография [115]; косвенная диагностика распространения повреждений с помощью акустической эмиссии [60] и изменения формы потери устойчивости отслоения [61, 62, 65, 79, 88, 115, 124]. В большинстве исследований зарегистрировано внезапное возникновение роста расслоения. Косвенные индикаторы эволюции процесса повреждения - акустическая эмиссия, термография, изменение формы потери устойчивости отслоения - свидетельствовали о непрерывном процессе, состоящем из нескольких фаз. Показано, что соотношение длительности фаз в процессе повреждения CFAI зависит от уровня сжимающей нагрузки и истории нагружения [77, 78, 88].

Рассмотренные экспериментальные исследования не имели надлежащей теоретической основы для анализа роста повреждения, необходимой для объяснения итогов наблюдения, расчетных оценок новых результатов испытаний и прогнозирования изменения характеристик композитных конструкций в эксплуатации с использованием минимального количества исходных данных.

1.3 Актуальные исследования в области живучести композитных конструкций самолета

При проектировании и расчете на прочность самолетных конструкций первостепенное значение имеют расчетные нагрузки. В большинстве случаев, выбор геометрических характеристик основных силовых элементов (ОСЭ) производится, исходя из сопротивления конструкции ОСЭ расчетным нагрузкам. Эксплуатационные и операционные нагрузки определяются в пропорции от расчетных. Существует ряд требований к силовой конструкции самолета, подразумевающих определение ее прочности и безопасности при действии эксплуатационных и операционных нагрузок. К таковым относятся усталостная прочность и живучесть.

В случае изготовления конструкции из ПКМ, зависимость уровня операционных нагрузок от заданного уровня статических имеет существенное значение, так как из-за большого дополнительного коэффициента запаса статической прочности, уровень действующих нагрузок в типовом полете становится ниже предела выносливости материала. (Рисунок 4).

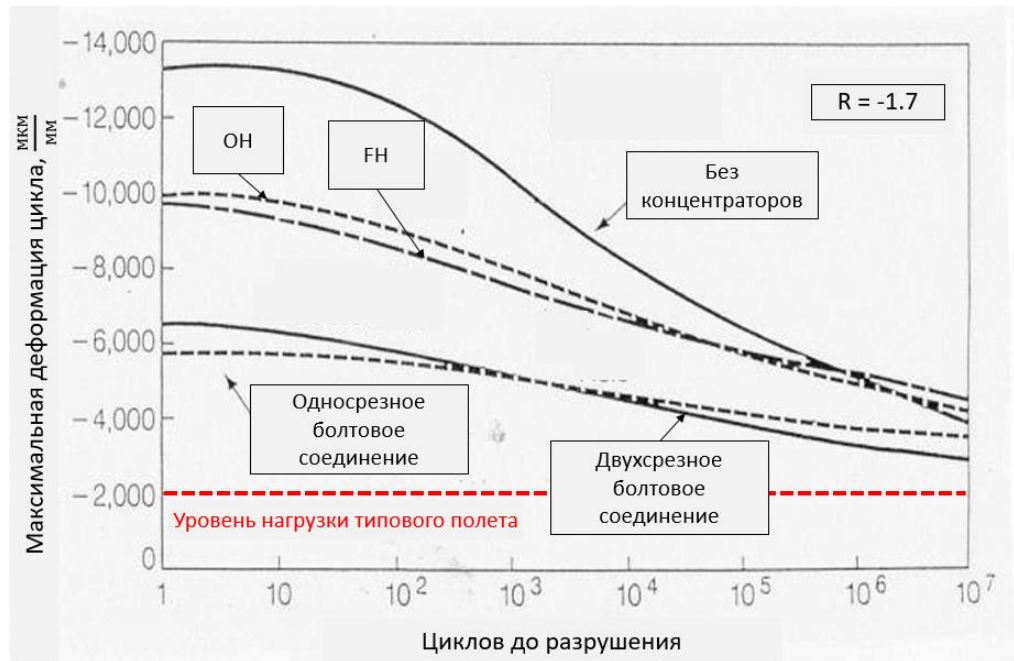


Рисунок 4 - Уровень действующих нагрузок типового полета и кривая усталости для композита [103]. ОН – образцы с отверстием, ГН - образцы с заполненным отверстием

ПКМ имеют высокую усталостную прочность относительно металлических сплавов, тем самым уровни отдельных циклов операционных нагрузок для композитной конструкции критическими не является. Надо учитывать весь спектр операционного нагружения конструкции, который с учетом нелинейного суммирования повреждаемости, используемого для композитных конструкций [38, 111], становится эквивалентным циклической нагрузке с постоянным уровнем, равным 60-70% от расчетной [38, 87, 111]. Указанный уровень эквивалентного нагружения превышает предел выносливости материала [77, 78].

Учет стохастической природы действующих нагрузок и свойств ПКМ влияет на накопление поврежденности в конструкции при действии циклических

нагрузок. В общем виде уравнение, по которому ведется проектировочный расчет геометрии слоистого композита по условию статической прочности с учетом стохастических свойств материала и нагрузок представляется в виде [20, 57]:

$$\phi F = \alpha L, \quad (1)$$

где F - значение прочности материала, полученное в результате квалификационных испытаний материала в условиях комнатной температуры и стандартной влажности; L - опорное значение эксплуатационной нагрузки для расчетного случая; ϕ - коэффициент снижения прочности, учитывающих влияние условий эксплуатации, разброс свойств материала и влияние необнаруживаемых дефектов структуры слоистого строения ПКМ производственной или эксплуатационной природы, $0 < \phi < 1$; α - коэффициент повышения нагрузки, учитывающих стохастическую природу нагрузок, то есть влияние вторичных путей передачи нагрузок, разброс перегрузок, при выполнении маневров и других факторов, $0 < \alpha < 1$.

Левая часть уравнения (1) содержит допустимые напряжения или деформации, правая содержит действующие нагрузки. Поделив обе части уравнения (1) на коэффициент снижения прочности ϕ , уравнение (1) получает вид:

$$F = kL, \quad (2)$$

где $k = \frac{\alpha}{\phi}$ - коэффициент запаса прочности, который для металлических конструкций обычно равен 1,5, а для конструкций из ПКМ $k > 1,5$.

Для элементов конструкции из слоистого ПКМ повышенный запас статической прочности приводит к нивелированию выгод в плане снижения веса конструкции от использования легкого и прочного ПКМ по сравнению с металлическим сплавом. Снижение коэффициента запаса прочности обеспечивается контролем технологического процесса изготовления материала и конструкций, совершенствованием средств НК на производстве и в эксплуатации,

совершенствованием систем управления самолетом и применением подробных численных моделей для поверочного расчета конструкции в условиях испытаний и эксплуатации. Уменьшение коэффициента запаса прочности сблизит значение операционных и расчетных нагрузок на элемент конструкции, и появится необходимость в проектировании ПКМ по условиям долговечности и живучести.

На практике подходы к расчету долговечности и живучести ПКМ ограничиваются использованием уравнений кривых усталости. Анализ долговечности сводится к сравнению действующей эквивалентной нагрузки на композитный элемент конструкции и предела выносливости материала. Кривая усталости, используемая в анализе, получена для элемента с малозаметным ударным повреждением - МЗУП (англ. BVID – Barely Visible Impact Damage).

Современная идеология обеспечения живучести конструкций из ПКМ подразумевает запрет на рост в них повреждения, полученного в эксплуатации или дефекта при производстве. В англоязычной литературе, принцип обеспечения живучести получил название “No Growth”, или принцип нераспространения повреждения. В зависимости от типа дефекта/повреждения, - его вида и размеров - рост запрещается при действии расчетных, эксплуатационных или операционных нагрузок. К основным причинам использования принципа No Growth относятся:

- Трудность наблюдения за ростом повреждения в ПКМ и получения закономерностей роста для использования в расчетных зависимостях.
- Высокая скорость роста повреждений. Рост расслоений в ПКМ, который наблюдался в экспериментах, значительно быстрее, чем рост трещин в металле. При высоких скоростях роста повреждений назначать связанную с длительностью роста расслоения частоту осмотров нецелесообразно.
- Неоднозначность выбора характеристик роста повреждения. В слоистом ПКМ с разнонаправленной укладкой существует множество мод прогрессирующего разрушения, связанных со структурой ПКМ. Многие

моды прогрессирующего разрушения имеют рассеянный характер накопления повреждений. Большинство проведенных исследований сосредоточено на росте только расслоений, и по опубликованным итогам исследований существуют противоречивые выводы в отношении характеристик скоростей и длительностей роста повреждений/дефектов в ПКМ.

При сертификационных испытаниях ЛА с ОСЭ из ПКМ отсутствие роста нанесенного повреждения нужно продемонстрировать как после действия циклических нагрузок, так и после нагрузок, приложенных в квазистатическом режиме. Аналогично, и расчетная оценка живучести ПКМ в полном варианте должна содержать определение величины остаточной статической прочности. С другой стороны, с учетом особенностей принципа No Growth, методы оценки долговечности и живучести для ОСЭ из ПКМ сходны. Для инженерной оценки живучести образцов с МЗУП (*англ.* BVID) пользуются S-N кривой образцов с нанесенным ударным повреждением: момент регистрации роста повреждения однозначно связан с живучестью образца. При испытаниях образцов с заложенным дефектом типа «расслоение» строится G-N кривая, связывающая действующую СВУД и количество циклов до регистрации роста расслоения. Для определения СВУД используют аналитические зависимости и численные модели, начало роста расслоения связывают как с заданным изменением податливости приложения нагрузок, так и непосредственно с продвижением фронта расслоения.

Несмотря на удобство выполнения инженерных методов оценки живучести композита на основе S-N и G-N кривых, существуют недостатки. На начальных этапах проектирования, собрать набор статистических данных для построения S-N кривых образцов с повреждениями удастся только для категории повреждений BVID, что ограничивается геометрическими характеристиками элементарных образцов. Вторым ограничением подхода является существенная зависимость используемого результата испытаний и достоверности предсказаний расчета от свойств укладки ПКМ, а не свойств его монослоев. Следовательно, подбор

оптимальной укладки пакета с точки зрения эксплуатационной живучести ПКМ затруднен, а цикл испытаний элементарных образцов для построения S-N кривой нужно повторять при смене направлений укладки ПКМ. С точки зрения механики разрушения композитов, расчетная оценка живучести с использованием S-N кривой ограничена в применении на практике масштабным уровнем испытанных образцов, для которых она получена [31]. Так, в случае формального переноса геометрии повреждения с уровня элементарного образца на уровень элемента конструкции, предсказания длительностей роста по S-N кривым изменятся. В отличие от S-N кривых, использование G-N кривых практически лишено недостатков, связанных с масштабным эффектом, но в плане расчета имеет свои особенности применения на практике. Использование G-N кривых рассматривается в настоящей диссертации как опорный расчетный подход для формирования метода расчетной оценки живучести композитных элементов конструкции ЛА.

Современные композитные конструкции ЛА разнообразны. Некоторые современные самолеты модельного ряда воздушных судов (ВС) различного типа, композитные агрегаты и диапазон толщин несущих композитных элементов конструкции представлены в Таблице 1.

Таблица 1 - Современные самолетные конструкции, агрегаты с несущими конструкциями из ПКМ и используемыми толщинами.

№	ВС	Тип ВС	Агрегаты из КМ	Максимальная толщина ПКМ, мм
1	Supejet-100, Superjet-100-NEW, B-737, A-320	Ближне- и среднемагистральные гражданские самолеты	Агрегаты механизации и поверхностей управления	7
2	МС-21	Среднемагистральный самолет	Крыло, оперение, агрегаты механизации и поверхностей управления	16
3	B-787, A-350	Дальнемагистральные широкофюзеляжные самолеты	Фюзеляж, крыло, оперение, агрегаты механизации и поверхностей управления	30
4	УЗГА УТС-800	Учебно- тренировочный самолет	Крыло, оперение, агрегаты механизации и поверхностей управления	8
5	Су-57	Многоцелевой истребитель	Фюзеляж, крыло	8
6	Су-26, Су-29, Су-31	Спортивные самолеты	Фюзеляж, крыло	12

Из анализа таблицы 1 следует, что в современных самолетах ПКМ используются в несущих конструкциях с различной толщиной. Для

толстостенных конструкций, потеря устойчивости отслоения и последующий рост площади расслоения при циклических нагрузках будет влиять на перераспределение локальных нагрузок в зоне дефекта и снижать количество циклов до разрушения. Для тонкостенных панелей рост имеющегося расслоения становится первопричиной общей потери устойчивости композитного элемента и вызвать его разрушение. Рост расслоений является опасным фактором для структурной целостности конструкции элемента из ПКМ, приводящим к катастрофическим событиям, и не допускается в рамках утвержденных подходов к обеспечению прочности несущей конструкции ЛА.

Прикладные исследования в области расчетов долговечности и живучести машиностроительных конструкций сосредоточены на увеличении точности и надежности расчетных оценок при допустимой для инженерного анализа простоте математических моделей, и, исследовании расчетных зависимостей, требующих для построения минимума необходимых параметров из эксперимента. В идеале, искомые расчетные зависимости используют только физические константы материала, получаемые в ограниченном наборе стандартных экспериментов с минимумом измерительного, диагностического и испытательного оборудования. Подразумевается, что для стандартных экспериментов существуют свои сопровождающие расчетные модели. В случае оценки долговечности и живучести, требование физичности получаемых параметров расчетных моделей, заменяется на их статистическую обоснованность, так как от стохастичности процессов усталостного разрушения уйти с помощью прикладных методов не представляется возможным.

Специальным направлением прикладных исследований в области расчетов долговечности и живучести является сокращение длительности выполнения эксперимента на получение параметров, необходимых для построения расчетных зависимостей. Схема получения искомого результата в расчете долговечности, количество циклов приложенной нагрузки до разрушения, представляется в следующем виде: из известной величины, не меняющейся в ходе циклирования нагрузки, выводят искомую. Простейшим примером является зависимость типа S-

N кривой, где количество циклов до разрушения однозначно связано с действующей постоянной в ходе циклирования нагрузкой на элемент. Из практических ограничений методов, основанных на S-N кривых, следует необходимость введения более сложных, «составных», методов усталостной прочности и живучести. Новые методы также должны следовать специфике методической схемы получения результата для расчета количества циклов до разрушения.

1.4 Постановка задачи исследования

В настоящей диссертации представляется целесообразным восполнить существующее до настоящего времени отсутствие практического метода расчетной оценки эксплуатационной живучести элементов конструкции из ПКМ при действии циклических сжимающих нагрузок, основанной на теоретических положениях механики разрушения конструкции, а также предложить необходимые экспериментальные методы для определения живучести элементов конструкции из ПКМ с ударным повреждением на уровне пирамиды расчетно-экспериментальных образцов «Выбор материала и квалификация».

1.5 Заключение по Главе 1

1. Выполнен анализ нормативных аспектов и практик обоснования эксплуатационной живучести композитных конструкций самолетов.
2. Проведен обзор научных исследований в области живучести ПКМ.
3. Определены направления актуальных научных исследований в области эксплуатационной живучести композитных конструкций самолета.
4. Сформулирована постановка задачи данной диссертации.

Глава 2 Математическая модель расчета живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением при действии циклических нагрузок

2.1 Получение формы расчетного уравнения для оценки живучести

Для формулирования модели роста повреждения элемента конструкции из ПКМ при циклической нагрузке используются материалы, изложенные в работе [8]. Модель является объединенной, так как одновременно учитывает фазу невидимого роста при континуальном накоплении повреждения на фронте трещины и фазу видимого роста, когда накопленные повреждения переходят в состояние геометрически выраженной трещины.

Основное предположение теории роста трещин, введенной академиком В.В. Болотиным, заключается в том, что трещины растут, когда циклическая нагрузка достигает максимальных значений при условии, что вариация функционала полной энергии системы равна нулю, $\delta I = 0$, с учетом повреждений, накопленных на пути продвижения трещины за всю предшествующую видимому росту историю нагружения. Баланс обобщенных сил, продвигающих трещину и сил, сопротивляющихся росту трещины выражается уравнением:

$$G_j \Big|_{\tau=0}^{\tau=t} [l(\tau), s(\tau)] = \Gamma_j \Big|_{\tau=0}^{\tau=t} [l(\tau), s(\tau)] \quad (j=1, \dots, m), \quad (3)$$

где G_j - сила продвигающая трещину j , Γ_j - сила, сопротивляющаяся росту трещины j , $l(\tau)$ - вектор состояния всех трещин в системе в момент времени τ , $s(\tau)$ - вектор нагрузок в момент времени τ . В уравнении (1) допускается, что количество параметров, характеризующих состояние трещин равно количеству параметров, характеризующих состояние нагружения и равно m .

В уравнение (3) входят наследственные функционалы, учитывающие историю нагружения на отрезке времени $[0, t]$. При дискретизации уравнения (1) для осуществления численного решения:

$$G_j[l(1), s(1), \dots, l(n), s(n)] = \Gamma_j[l(1), s(1), \dots, l(n), s(n)] \quad (j = 1, \dots, m). \quad (4)$$

В случае циклического нагружения параметр n в уравнении (2) представляет собой число циклов или блоков нагружения. Векторные параметры нагрузки $s(n)$ включают характеристики цикла, экстремальные значения и величины размаха, а также продолжительности цикла, измеряемые в единицах времени t . В усталостных расчетах применяемое количество циклов велико, параметр количества циклов n задается непрерывным, а размеры трещин становятся функциями непрерывного аргумента. Если вектор нагружения $s(n)$ является медленно меняющейся функцией количества циклов n , уравнение (2) сводится к уравнению (1) с заменой переменной τ на переменную n .

Вид функционалов, входящих в уравнениях (3), (4), зависит от наследственных свойств материала и от выбора расчетной модели накопления повреждений. Наследственные свойства материала войдут через параметры невозмущенного состояния системы при вычислении вариации δI в рассматриваемый момент времени. Повреждения, накопленные на фронте трещин, учитываются путем введения так называемых феноменологических мер повреждения $\psi_1(t) \dots \psi_v(t)$. Если материал не обладает наследственными свойствами, уравнение (3) сводится к:

$$G_j[l(t), s(t), \psi(t)] = \Gamma_j[l(t), s(t), \psi(t)] \quad (j = 1, \dots, m), \quad (5)$$

где $\psi(t) = \{\psi_1, \dots, \psi_v\}^T$ - вектор повреждений. Учитываются только повреждения, накопленные на фронтах трещин.

Вектор $l(\tau)$, определяет положение фронтов трещин во времени τ (Рисунок 5). Принимается, что скорость накопления повреждений в точках, в которые

придут фронты трещин в будущий момент времени $t > \tau$ зависит от положения фронтов, вектора нагружения и вектора повреждения $\varphi(t, \tau)$ в текущий момент времени τ . В результате образуется система дифференциальных уравнений относительно функций накопления повреждений:

$$\frac{\partial \varphi_k(t, \tau)}{\partial \tau} = f_k[l(t), l(\tau), s(\tau), \varphi(t, \tau)] \quad (k=1, \dots, \nu) \quad (6)$$

Система уравнений (2)-(4) замыкается соотношениями:

$$\varphi_k(t, t) = \psi_k(t) \quad (k=1, \dots, \nu) \quad (7)$$

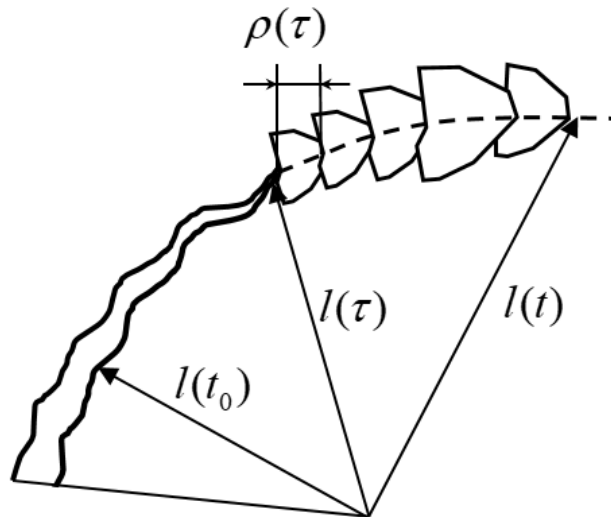


Рисунок 5 - Фронт трещины и зона интенсивного накопления повреждений

Если система уравнений (5)-(7) при заданных начальных условиях $l(0) = l_0$; $\varphi(0, 0) = \psi_0$ не имеет действительных решений по крайней мере для части составляющих вектора l , то соответствующие составляющим параметры трещин – субкритические, что является инкубационной стадией накопления повреждений на фронтах трещин (фаза невидимого роста трещин). Квазиравновесный рост параметров начинается, когда повреждения на фронте (6) достигают определенной величины.

Приближенно, система уравнений (5)-(7) сводится к системе обыкновенных дифференциальных уравнений относительно составляющих процесса $l(t)$. Пусть количество параметров, определяющих процесс нагружения, равно количеству параметров, определяющих рост трещин, $m = \mu$, и каждому параметру роста трещины l_j соответствует мера повреждения ψ_j . Учитывая только интенсивное накопление повреждений, происходящее в окрестности фронтов трещин, из уравнения (7) следуют приближенные соотношения:

$$\psi_j(t) = \psi_j(0) + \int_{t-\Delta\tau_j}^t f_j[l(t), l(\tau), s(\tau), \psi(\tau)] d\tau \quad (j=1, \dots, m), \quad (8)$$

где $\Delta\tau_j$ - характерное время прохождения фронта трещины через зону интенсивного накопления повреждений. Характерный размер зоны интенсивного накопления повреждений обозначим через ρ (Рисунок 5). Если усредненные скорости прохождения трещин через зону интенсивного накопления повреждений отличны от нуля, $\frac{dl_j}{dt} \neq 0$, то $\Delta\tau_j \sim \rho_j \left(\frac{dl_j}{dt}\right)^{-1}$. Последнее приближение включает осреднение по большому количеству зон размером ρ_j , одновременно находящихся на фронтах трещин [7]. С учетом приближения для $\Delta\tau_j$, вместо (8) получается:

$$\psi_j(t) \approx \psi_j(0) + \rho_j \left(\frac{dl_j}{dt}\right)^{-1} \cdot f_j[l(t), l(\tau), s(\tau), \psi(\tau)] \quad (j=1, \dots, m). \quad (9)$$

Решая (9) относительно $\psi_j(t)$ и подставляя результаты в (5), выводится искомая система дифференциальных уравнений. Дополнительные упрощения получаются в предположении, что скорость накопления повреждений $\psi_j(t)$ зависит от соответствующих обобщенных сил, продвигающих трещину, $G_j[l(t), s(t)]$, а не от процессов $l(t)$ и $s(t)$ порознь. Предположение аналогично постулату автомодельности, используемому в линейной механике разрушения и

позволяет существенно сузить класс функций в (9). Соответственно, в дальнейших выводах для функции накопления повреждений используется:

$$\psi_j(t) \approx \psi_j(0) + \rho_j \left(\frac{dl_j}{dt} \right)^{-1} \cdot F_j \left[G_j(t), \psi_j(t) \right] \quad (j=1, \dots, m) . \quad (10)$$

Для приложения уравнений (3)-(10) к задаче расчета роста заложенного расслоения при действии циклических нагрузок, требуется ввести дополнительные допущения о влиянии меры повреждения ψ на величины обобщенных сил $G(l, \varepsilon)$ и Γ , а также постулировать уравнение типа (6), для процесса накопления повреждений. Пусть $G(l, \varepsilon)$ не зависит от ψ , а обобщенная сила сопротивления продвижению трещины убывает с ростом ψ по закону:

$$\Gamma = \Gamma_0 (1 - \psi^\alpha) , \quad (11)$$

где $\alpha > 0$.

Накопление повреждений, происходящее на границах заложенного расслоения $\pm a, \pm b$ (Рисунок 6), задается степенной функцией, зависящей от $G(l, \varepsilon)$:

$$\frac{d\psi}{dn} = \left(\frac{G(l, \varepsilon)}{\Gamma_\psi} \right)^{m/2} , \quad \psi(0) = \psi_0 . \quad (12)$$

Характеристика Γ_ψ является характеристикой сопротивления накоплению повреждений, которая считается постоянной материала. В уравнении (12), показатель степени m вводится с множителем $1/2$ для того, чтобы придать уравнению смысл, аналогичный полуэмпирическим уравнениям усталостных трещин, полученным при обработке результатов испытаний [95-97]. Так как для развитых расслоений обобщенная сила $G(l, \varepsilon)$ пропорциональна квадрату действующей нагрузки, ε^2 , то скорость накопления повреждений будет

пропорциональна ε^m . Следует отметить, что ψ является характеристикой процесса рассеянного накопления повреждений, имеющего сходство с явлениями, происходящими, в испытаниях на ресурс образцов с концентраторами напряжений, а значит показатель степени m сопоставим с показателем степени $S-N$ кривой для подобных образцов, являющейся срезом полного статистического распределения результатов испытаний на долговечность при постоянном уровне действующих напряжений цикла [7].

В дальнейшем принимается, что Γ_ψ пропорциональна начальной обобщенной силе сопротивления развитию трещины Γ_0 :

$$\Gamma_\psi = \beta^2 \Gamma_0. \quad (13)$$

С учетом (13) предполагается, что в выражении (8) выполняется соотношение $F = \left(\frac{G(l, \varepsilon)}{\beta^2 \Gamma_0}\right)^{m/2}$, и тогда при начальном повреждении $\psi(0) = 0$ применительно к циклической нагрузке получим:

$$\psi(n) \approx \psi(0) + \rho \left(\frac{dl}{dn}\right)^{-1} \cdot \left(\frac{G(l, \varepsilon)}{\beta^2 \Gamma_0}\right)^{m/2} \quad (14)$$

Уравнение для определения скорости роста расслоения $\frac{dl}{dn}$ находится из имеющегося условия квазиравновесного роста макротрещин $G_{\max}(l, \varepsilon_{\max}) = \Gamma$, с использованием (11) и (13):

$$\frac{dl}{dn} = \frac{\rho}{\beta^m} \frac{[g(l, \varepsilon_{\max}) - g(l, \varepsilon_{\min})]^{m/2}}{[1 - g(l, \varepsilon_{\max})]^{1/\alpha}}, \quad l(0) = l_0, \quad (15)$$

$$\text{где, } g(l, \varepsilon_{\max}) = \frac{G(l, \varepsilon_{\max})}{\Gamma_0}, \quad g(l, \varepsilon_{\min}) = \frac{G(l, \varepsilon_{\min})}{\Gamma_0}.$$

В выражении (15) подразумевается, что функция накопления повреждения ψ зависит от размаха силы продвигающей трещину $\Delta G = G(l, \varepsilon_{\max}) - G(l, \varepsilon_{\min})$. Квазиравновесный рост макротрещины возникает в момент, когда сила продвигающая трещину принимает максимальное значение $G_{\max} = G(l, \varepsilon_{\max})$. Здесь значение максимальной нагрузки цикла $\varepsilon_{\max}$ соответствует минимальному значению нагрузки в сжимающем цикле, взятому по абсолютному значению.

При наличии порога усталостных повреждений, уравнение (12) получает следующий вариант с учетом (13) и комментариев выше:

$$\frac{d\psi}{dn} = \left(\frac{\Delta G - G_{th}}{\beta^2 \Gamma_0} \right)^{m/2}, \quad \psi(0) = \psi_0, \quad (16)$$

где G_{th} - постоянная, равная пороговому значению размаха обобщенной силы продвигающей расслоение. При $\Delta G < G_{th}$ скорость накопления повреждений принимается равной нулю: $\frac{d\psi}{dn} = 0$

Из уравнения скорости роста расслоения типа (15), следует, что форму уравнения определяет вид функции накопления повреждения $\psi(n)$ и ее связи с обобщенной силой сопротивления продвижению роста трещины $\Gamma(\psi)$.

2.2 Расчет критических деформаций

Для расчетного анализа поврежденное состояние области элемента конструкции после воздействия удара аппроксимируется заложенным расслоением эллиптической формы (Рисунок 6), а поведение самого элемента моделируется в условиях двухосного сжатия с заданными величинами деформаций вдоль осей эллипса, которым задается область расслоения. В случае циклического нагружения задаются пиковые значения циклических деформаций. Для циклов сжатия-сжатия задаются минимальные значения деформаций цикла.

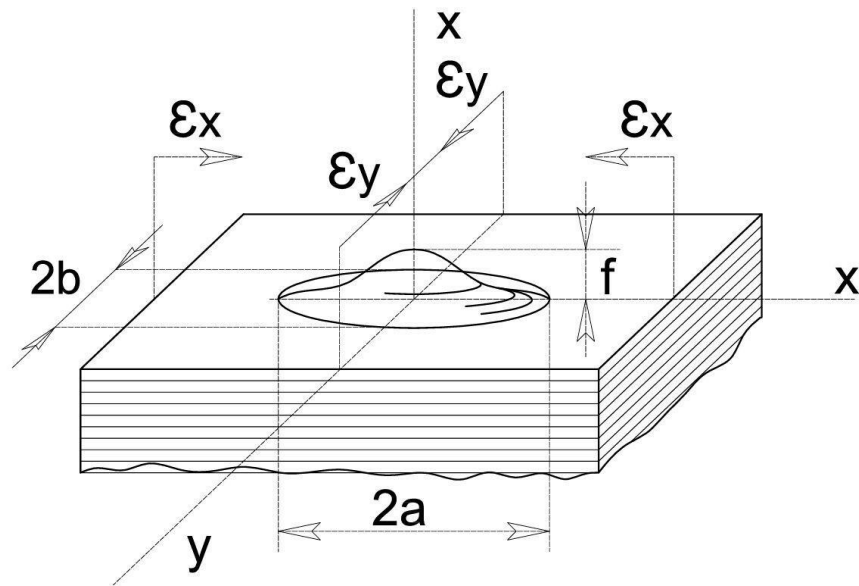


Рисунок 6 - Схема приложенных нагрузок на элемент с отслоением

В элементе с заложенным расслоением, при сжатии рост повреждений происходит только при превышении критических сжимающих деформаций отслоения. Деформированное состояние механической системы, состоящей из основного элемента и отслоения, рассчитывается при допущении, что деформация в подложке после потери устойчивости остается равной критической деформации потери устойчивости.

Функция прогибов отслоения $w(x, y)$ выражается через:

$$w(x, y) = f \left(1 - \frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2} \right), \quad (17)$$

где f - амплитуда прогиба. На контуре подложки $w(x, y)$ удовлетворяет граничным условиям, соответствующим жесткой заделке.

Критические деформации, при которых отслоение теряет устойчивость, определяются из условия

$$U_b = W, \quad (18)$$

где U_b - упругая энергия изгиба, а W - квадратичный функционал линейной теории упругой устойчивости [8].

Выражения для U_b и W имеют вид:

$$U_b = \frac{1}{2} \iint_{\Omega} (D_x w_{,xx}^2 + 2D_{xy} w_{,xx} w_{,yy} + D_y w_{,yy}^2 + 4D_t w_{,xy}^2) d\Omega, \quad (19)$$

$$W = \frac{1}{2} \iint_{\Omega} (N_x w_{,x}^2 + N_y w_{,y}^2) d\Omega, \quad (20)$$

где D_x, D_{xy}, D_y, D_t - компоненты матрицы изгибной жесткости отслоения; $w_{,x}$ $w_{,xx}$ и т.д. - обозначают первую $\frac{\partial w}{\partial x}$ и вторую $\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}$ частные производные соответственно; $\Omega = \pi ab$ - площадь отслоения эллиптической формы; N_x, N_y - сжимающие потоки вдоль соответствующих осей.

После подстановки (17) в (19) и (20) и приравнивания их в соответствии с условием (18), определяется связь между критическими деформациями ε_x^* и ε_y^* :

$$(\varepsilon_x^* + \nu_{xy} \varepsilon_y^*) E_x b^2 + (\varepsilon_y^* + \nu_{yx} \varepsilon_x^*) E_y b^2 = (h / ab)^2 H(a, b) \quad (21)$$

$$H(a, b) = \frac{12}{h^3} (1 - \nu_{xy} \nu_{yx}) \left[D_x b^4 + \frac{2}{3} (D_{xy} + 2D_t) a^2 b^2 + D_y a^4 \right],$$

где h - толщина отслоения; ν_{xy}, ν_{yx} E_x, E_y - коэффициенты Пуассона и эквивалентные модули изгиба подложки соответственно.

Учет укорочения хорд эллипса дает:

$$f^2 = 3a^2 (\varepsilon_x - \varepsilon_x^*) = 3b^2 (\varepsilon_y - \varepsilon_y^*) \quad (22)$$

Окончательно критические деформации получаются с помощью (21) и (22):

$$\varepsilon_x^* = [E_y (a^2 + \nu_{yx} b^2) (\varepsilon_x a^2 - \varepsilon_y b^2) + (h / a)^2 H(a, b)] / H_1(a, b) \quad (23)$$

$$\varepsilon_y^* = [E_x (b^2 + \nu_{xy} a^2) (\varepsilon_y b^2 - \varepsilon_x a^2) + (h / b)^2 H(a, b)] / H_1(a, b)$$

где: $H_1(a, b) = E_x b^4 + 2\nu_{xy} E_x a^2 b^2 + E_y a^4$

Подстановка (23) в (22) дает:

$$f^2 = \frac{3a^2 b^2}{H_1(a, b)} \left[E_x \varepsilon_x (b^2 + \nu_{yx} a^2) + E_y \varepsilon_y (a^2 + \nu_{xy} b^2) - \frac{h^2 H(a, b)}{a^2 b^2} \right] \quad (24)$$

Совокупность выражений для критических деформаций (23) и максимального прогиба (24) позволяет определить равновесный и устойчивый размер расслоения из энергетического баланса.

2.3 Энергетический критерий роста расслоений

Из принципа Гриффита [76] следует, что равновесный процесс повреждения, характеризуемый выбранным j -ым параметром повреждения, таким как длина трещины, происходит, если выполняется следующее условие:

$$G_j = \Gamma_j, \quad (25)$$

где G_j - обобщенная движущая сила распространения трещины, а Γ_j - обобщенная сила сопротивления распространению трещины.

При $G_j < \Gamma_j$ трещина субравновесная, если $G_j = \Gamma_j$ - равновесная, $G_j > \Gamma_j$ - неравновесная [9].

Субравновесные трещины устойчивы, неравновесные - неустойчивы. Математически устойчивость механической системы определяется второй вариацией функционала полной энергии механической системы:

$\delta^2 I > 0$ - неустойчивое распространение трещины

$\delta^2 I < 0$ - устойчивое распространение трещины

Вариация функционала полной энергии системы имеет вид [8]:

$$\delta I = -\delta U + \delta A - \delta \Phi - \delta A_\gamma \quad (26)$$

где δU - вариация упругой энергии системы, δA - вариация внешней работы, $\delta \Phi$ - вариация энергии диссипации, δA_γ - вариация работы, необходимой для создания новых поверхностей трещины.

Для рассматриваемого случая вкладом внешней работы и энергии диссипации будем пренебрегать.

Когда величины приложенных сжимающих деформаций превысят критические, т.е. $\varepsilon_x > \varepsilon_x^*(a, b)$, $\varepsilon_y > \varepsilon_y^*(a, b)$, упругая энергия системы равна:

$$U = U_b + U_c + U_0, \quad (27)$$

где U_b - упругая энергия изгиба отслоения, U_c - упругая энергия сжатия отслоения, U_0 - упругая энергия основного элемента.

В предположении, что после потери устойчивости деформации в отслоении остаются равными критическим деформациям, выводится следующее выражение:

$$U_c + U_0 = \text{const} - \frac{\pi abh}{2(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})} \left[\begin{aligned} &E_x(\varepsilon_x^2 - \varepsilon_x^{*2}) + \\ &+ 2\nu_{xy}E_x(\varepsilon_x\varepsilon_y - \varepsilon_x^*\varepsilon_y^*) + \\ &+ E_y(\varepsilon_y^2 - \varepsilon_y^{*2}) \end{aligned} \right]. \quad (28)$$

В (28) в явном виде представлены только члены, влияющие на значения обобщенных сил. Обобщенные движущие силы роста трещины определяются по:

$$G_a = -\frac{\partial U}{\partial a}; \quad G_b = -\frac{\partial U}{\partial b}. \quad (29)$$

Приращение работы, необходимой для создания новой поверхности расслоения, составляет:

$$dA_\gamma = 2\gamma_0 [\pi(a + da)(b + db) - \pi ab], \quad (30)$$

где γ_0 - количество энергии, необходимое для создания новой поверхности трещины, на единицу площади поверхности трещины. $2\gamma_0$ - свойство материала, характеризующее его вязкость разрушения.

С учетом (30) выражения для сил сопротивления распространению трещины будут иметь вид:

$$\Gamma_a = 2\pi\gamma_0 b; \quad \Gamma_b = 2\pi\gamma_0 a. \quad (31)$$

Равновесные размеры отслоения определяются из условия:

$$G_a = \Gamma_a; \quad G_b = \Gamma_b. \quad (32)$$

Набор уравнений, определяющих скорость роста заложенного расслоения при циклических деформациях, имеют вид:

$$\frac{da}{dn} = \frac{\rho[g(a, \varepsilon_{\max}) - g(a, \varepsilon_{\min})]^{m/2}}{\beta^m [1 - g(a, \varepsilon_{\max})]^{1/\alpha}} \quad a(0) = a_0. \quad (33)$$

$$\frac{db}{dn} = \frac{\rho[g(b, \varepsilon_{\max}) - g(b, \varepsilon_{\min})]^{m/2}}{\beta^m [1 - g(b, \varepsilon_{\max})]^{1/\alpha}} \quad b(0) = b_0,$$

где $g(a, \varepsilon) = \frac{G_a(a, \varepsilon)}{\Gamma_a}$; $g(b, \varepsilon) = \frac{G_b(b, \varepsilon)}{\Gamma_b}$, ρ - характерный размер зоны интенсивного накопления повреждения, n - число циклов нагружения, $\varepsilon_{\max}$ и $\varepsilon_{\min}$ обозначают параметры циклов нагружения комбинации приложенных циклических деформаций ε_x , ε_y в выражениях (23) и (24) m, α - параметры функции распределения усталостной прочности, β - параметр, связывающий обобщенные силы сопротивления распространению трещины в зоне процесса повреждения Γ_{ψ} и в неповрежденном материале Γ_0 .

На Рисунке 7 представлены качественные графические результаты, полученные с помощью уравнений (23), (29) и интегрирования уравнений (33).

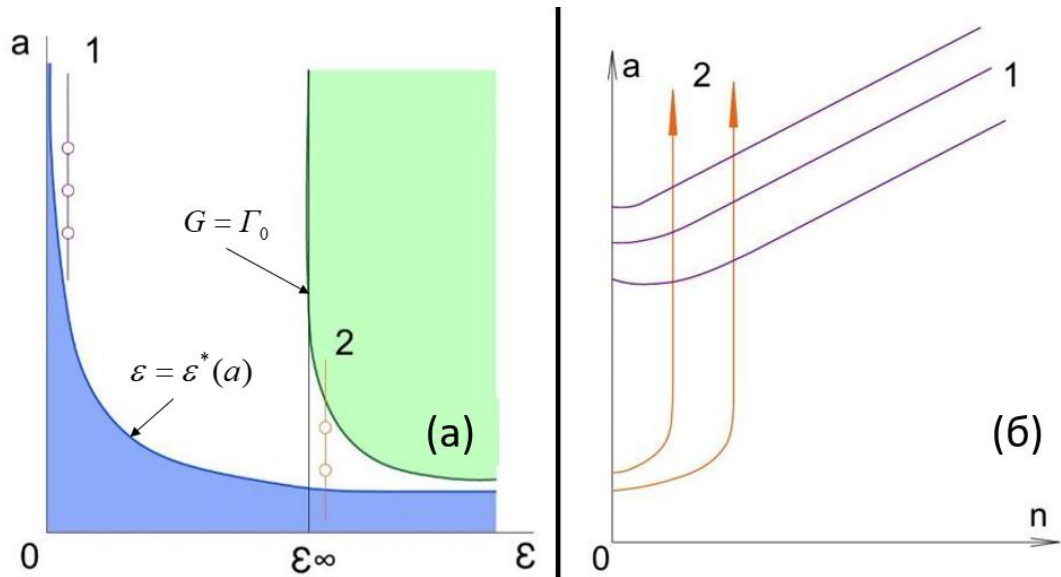


Рисунок 7 (а) - Зависимости размера расслоения от действующей деформации цикла, полученные по условию потери устойчивости (синяя линия), равновесного роста (зеленая линия) и начальных размеров расслоения в зонах 1 и 2; (б) Устойчивый рост усталостного расслоения для начальных размеров расслоения в зоне 1 и неустойчивый рост усталостного расслоения для начальных размеров расслоения в зоне 2 (Рисунок 8 (а)) в зависимости от количества циклов нагрузки.

В соответствии с теоретическими основами в данном разделе, рост усталостного расслоения прогнозируется только в области, ограниченной потерей устойчивости отслоения (синяя зона на Рисунок 7 (а)) и равновесным ростом (зеленая зона на Рисунке 7 (б)), величина ε_{∞} обозначает минимальную деформацию для возникновения квазистатического равновесного расслаивания, которая служит границей между двумя классами процесса роста расслоения при циклических нагрузках: устойчивым и неустойчивым (Рисунок 7 (б)).

Важным следствием выведенных уравнений для скорости роста и Рисунка 7 (б), является то, что скорость устойчивого роста расслоения не изменяется при увеличении размера расслоения. На постоянную скорость роста расслоения указывается в литературе [30].

2.4 Уравнение расчетной оценки живучести

Рост расслоений под действием циклической нагрузки в ПКМ, также как и усталостных трещин в металле, задается уравнением Пэриса [99]:

$$\frac{dl}{dn} = C(G)^m. \quad (34)$$

В отличие от классической формы такого уравнения, используемой для расчета роста трещины в металлах, в (34) в качестве движущей силы стоит не коэффициент интенсивности напряжений (КИН) K , а скорость высвобождения упругой энергии деформации (СВУД) G . КИН и СВУД имеют эквивалентные свойства [82, 99, 104]. Тем не менее, для определения роста расслоений, чаще используют СВУД. В отличие от металла, особенностью характерной формы дефекта ПКМ, является то, что он лежит в плоскости приложения нагрузки (Рисунок 8).

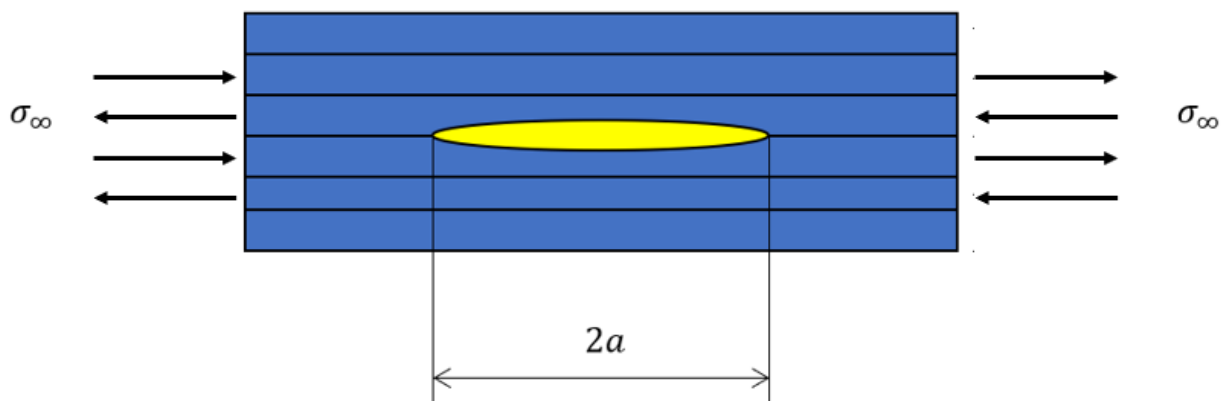


Рисунок 8 - Расслоение композита в плоскости внешней нагрузки σ_{∞}

Зависимость скорости роста расслоений от движущей силы, КИН или СВУД, имеет S-образную форму [87] (Рисунок 9).

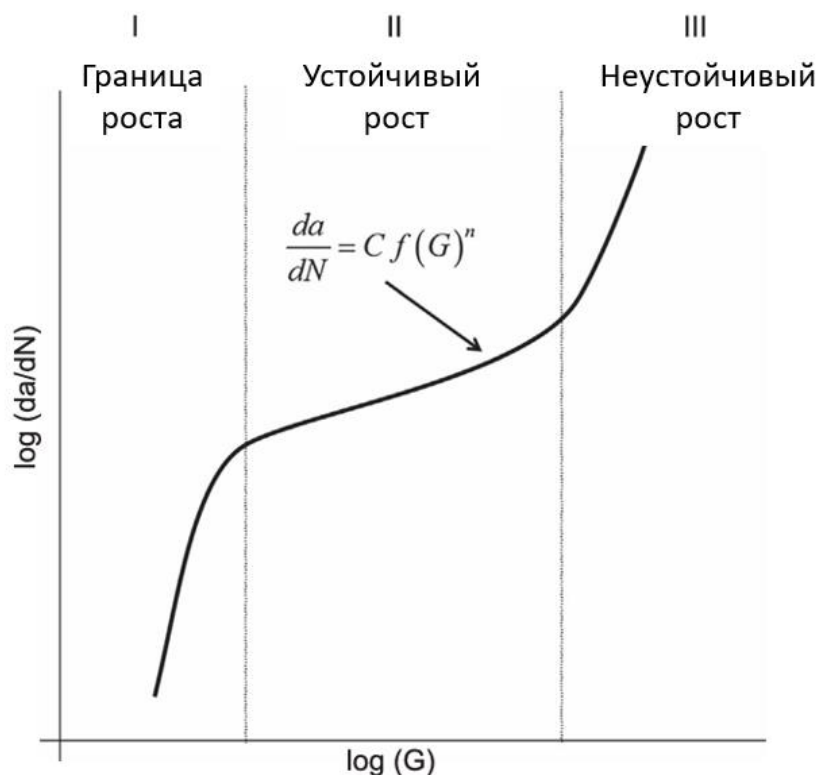


Рисунок 9 - Типовая форма зависимости скорости роста расслоения от СВУД

Типовая сигмоидная кривая, характеризующая скорость роста расслоения и изображенная на Рисунке 9 имеет три участка, аналогично зависимостям для металла: границы роста, устойчивого роста и неустойчивого роста.

Параметры C и m уравнения (34) не имеют выраженного физического смысла. Принято, что выражение для величины СВУД коррелирует с параметрами цикла нагрузки. Движущая сила продвижения расслоения, участвующая в выражении (34) должна полностью характеризовать цикл нагрузки, т.е. являться функцией пары аргументов, таких как: максимальное $G_{\max}$ и минимальное $G_{\min}$ значения нагрузки цикла, среднее G_m и амплитуда G_a или размах ΔG и коэффициент асимметрии R_G цикла.

При использовании размаха СВУД ΔG в выражении для определения скорости роста, важно учитывать, что на основе принципа подобия [98, 99, 101] корректное выражение для размаха СВУД следующее:

$$\Delta G(l, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min}) = \left(\sqrt{G(l, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(l, \varepsilon_{\min})} \right)^2 \dots \quad (35)$$

Принцип подобия, использованный для вывода уравнения (35), заключается в том, что скорость роста трещины для двух разных образцов одинакова, если равны их СВУД или КИН, то есть движущие силы продвижения расслоений [99, 105].

Принимая во внимание положения, изложенные выше, и на основе анализа литературы [99], полученные теоретические выражения для расчета скорости роста расслоения вида (15) и (33) являются приемлемыми с точки зрения полноты задания параметров цикла нагрузки и не нуждаются во внесении дополнительных членов на случай изменения коэффициента асимметрии цикла.

Необходимым уточнением являются выражения для размаха СВУД типа (35). Выбрано уравнение, по форме соответствующее уравнению Хартмана-Шихве [80] для металлов, адаптированному в работе Джонса [83] на случай расслоений:

$$\frac{dl}{dn} = \frac{\rho}{\beta^m} \frac{[g_\Delta]^m}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}} l(0) = l_0, \quad (36)$$

где n – число циклов нагружения, l_0 – начальная длина расслоения,

$$g_{\max} = g(l, \varepsilon_{\max}) = \frac{G(l, \varepsilon_{\max})}{\Gamma_0} G, \quad g_{\Delta} = g_{\Delta}(l, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min}) = \frac{(\sqrt{G(l, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(l, \varepsilon_{\min})})^2}{\Gamma_0}, \quad \Gamma_0 -$$

обобщенная сила сопротивления росту расслоения, ρ – характерный размер зоны интенсивного накопления повреждения, m, α – параметры уравнения скорости роста трещины, получаемые в результате обработки результатов эксперимента; β – параметр, связывающий обобщенные силы сопротивления росту расслоения в зоне интенсивного процесса накопления повреждения на фронте трещины Γ_{ψ} и в неповрежденном материале: $\beta = \frac{\Gamma_{\psi}}{\Gamma_0}, \beta \in (0, 1)$.

С учетом наличия пороговой СВУД G_{th} уравнение (36) принимает форму:

$$\frac{dl}{dn} = \begin{cases} \frac{\rho}{\beta^m} \frac{[g_{\Delta th}(l, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min})]^m}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}}, & \sqrt{G(l, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(l, \varepsilon_{\min})} > \sqrt{G_{th}}, \\ 0, & \sqrt{G(l, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(l, \varepsilon_{\min})} \leq \sqrt{G_{th}}, \end{cases}, \quad l(0) = l_0, \quad (37)$$

$$\text{где } g_{\Delta th}(l, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min}) = \frac{(\sqrt{G(l, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(l, \varepsilon_{\min})} - \sqrt{G_{th}})^2}{\Gamma_0}.$$

Задача нахождения длины расслоения заключается в решении задачи Коши для уравнений (36), (37) с заданным начальным условием, определяемым начальной длиной расслоения. Для решения задачи Коши применяются явные численные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений различного порядка точности. Процесс интегрирования заканчивается при достижении заданного числа циклов или достижения длины расслоения критической величины, определяемой видом исследуемой конструкции.

2.5 Пример определения параметров уравнения скорости роста повреждения

Проведено сравнение результатов использования разработанного уравнения

(2) в форме $\frac{dl}{dn} = C_1 \frac{[g_{\Delta}]^{m_1}}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}}$ и известного уравнения $\frac{dl}{dn} = C_2 (g_{\max})^{m_2}$ на

примере обработки данных испытаний на определение характеристик межслоевой трещиностойкости при циклическом нагружении по типу I (Рисунок 10).



Рисунок 10 - Испытания по ГОСТ 56793 – 2015 образцов ПКМ АСМ102-С130UD

Выполнены испытания по стандарту ASTM D 6115/ГОСТ Р 56793-2015 на образцах из однонаправленного углепластика, предназначенного для использования в силовых авиационных конструкциях. Образцы имели длину и ширину, равные 125 мм и 20 мм, соответственно. Средняя толщина образцов

составила приблизительно 4,3 мм. Укладка образцов состояла из 32 слоев с ориентацией 0° , соответственно стандарту испытаний ASTM D 6115/ГОСТ Р 56793-2015. Средняя длина начального дефекта - заложенного расслоения в виде фторопластовой пленки - равнялась 4,3 мм. Образцы изготовлены методом автоклавного формования.

Предварительно проведены испытания на получение статической вязкости разрушения по первой моде по стандарту ASTM D 5528 / ГОСТ Р 56815-2015.

В ходе усталостных испытаний образцы циклически нагружались перемещениями траверсы с постоянным коэффициентом асимметрии циклов нагрузки равным $R=0.1$. Величина начальной циклической нагрузки варьировалась путем контроля перемещений захватов испытательной машины и соответствовала различным долям от полученного значения статической трещиностойкости по первой моде G_{Ic} .

Исходными данными для получения параметров уравнения скорости роста расслоения являлись записанные силы, перемещения захватов и длины расслоений, соответствующие циклам нагрузки из испытаний на циклический рост расслоений по стандарту ASTM D 6115/ГОСТ Р 56793-2015.

В качестве примера полуэмпирической зависимости скорости роста расслоения выбрано следующее уравнение:

$$\frac{da}{dn} = C_2 \left(\frac{G_{\max}}{G_{Ic}} \right)^{m_2} . \quad (38)$$

Аппроксимация результатов испытаний с помощью уравнения (38) сравнивается с результатами аппроксимации по уравнению (2) в форме:

$$\frac{da}{dn} = C_1 \frac{[g_\Delta]^{m_1}}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}} . \quad (39)$$

В результате обработки исходных данных для каждого образца получены таблицы значений $\frac{da}{dn} - \frac{G_{\max}}{G_{lc}}$ и использованы в полуэмпирической зависимости

(38). Для уравнения типа (39) использованы таблицы значений $\frac{da}{dn} - g_{\Delta} - g_{\max}$.

Выполнено сравнений результатов аппроксимаций на плоскости $\frac{da}{dn} - g_{\max}$, поэтому уравнение (39) с учетом равенства $G_{\min} = RG_{\max}$ и известного значения коэффициента асимметрии нагрузки цикла R из эксперимента приведено к двумерному виду:

$$\frac{da}{dn} = C_2 \frac{[g_{\max}(1 - \sqrt{R})^2]^{m_2}}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}}. \quad (40)$$

Параметры модели уравнения скорости роста рассчитаны методом нелинейной регрессии. Для оценки качества полученных аппроксимацией уравнений с полученными параметрами использована метрика коэффициента детерминации R^2 .

Выявлено, что достоверность аппроксимации разработанным уравнением в форме (40) совпадает с достоверностью аппроксимации известным уравнением (39) и составляет $R^2 = 0,82$ (Рисунок 11).

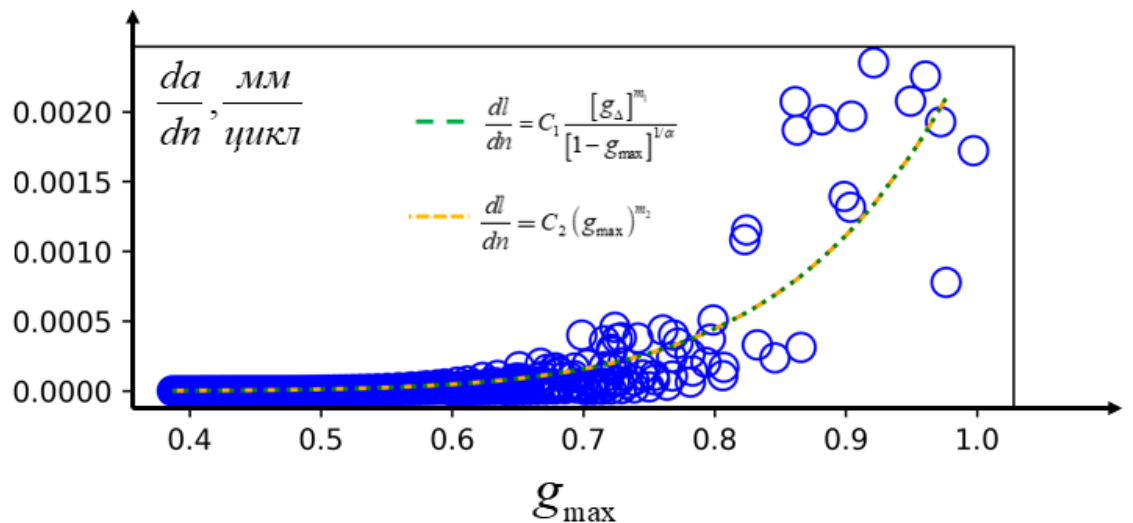


Рисунок 11 - Аппроксимация экспериментальных данных

2.6 Заключение по Главе 2

1. Изложена процедура аналитического вывода уравнения для скоростей и длительностей роста трещин под действием циклических нагрузок с использованием теоретических положений, изложенных в работе В.В. Болотина [8]. Ключевой особенностью результирующей формы уравнений является учет связи между скрытым накоплением повреждений на фронте трещины и макроскопическим, наблюдаемым, ростом трещины, выражающимся в продвижении ее фронта. Отмечено, что итоговая форма расчетных уравнений для скоростей и длительностей роста будет зависеть от принятого выражения для функции накопления повреждений. Показано, как привести аналитически полученную зависимость для скорости роста трещины к известной форме полуэмпирического уравнения типа кривой Пэриса-Эрдогана [96-97].

2. Изложен вывод расчетных зависимостей для скоростей и длительностей роста заложенных расслоений эллиптической формы в слоистом композитном элементе под действием сил циклического сжатия, в общем случае двухосного. Приведены уравнения для потери устойчивости отслоения и для энергетического критерия роста расслоения. Границы устойчивого роста отслоения в координатах «Размер расслоения – Действующая деформация сжатия» показаны на Рисунке 7. Выявлено, что заложенное эллиптическое расслоение в ПКМ растет под нагрузкой с постоянной скоростью. Данное заключение имеет экспериментальное и теоретическое подтверждение в литературе [30].

3. Разработана математическая модель для расчета скорости роста заложенного расслоения, которая выведена из условия удовлетворения принципа подобия усталостного роста трещин. Получен вариант уравнения разработанной математической модели, учитывающий пороговое значение размаха обобщенной силы продвигающей расслоение G_{th} .

4. Проведено сравнение результатов использования разработанного уравнения и известного уравнения на примере обработки данных испытаний на

определение характеристик межслоевой трещиностойкости при циклическом нагружении по типу I. Выявлено, что достоверность аппроксимации разработанным уравнением совпадает с достоверностью аппроксимации известным уравнением и составляет $R^2 = 0,82$.

Полученное уравнение циклического роста расслоения, учитывающее принцип подобия обобщенных сил, продвигающих рост расслоения, позволяет прогнозировать скорости и длительности роста расслоений в элементах конструкции летательных аппаратов с ударными повреждениями при произвольном уровне внешних нагрузок и коэффициентах асимметрии цикла, имея ограниченные экспериментальные данные. Данный результат составляет теоретическую значимость диссертационной работы.

Глава 3 Численное моделирование роста ударного повреждения

В данной Главе диссертационной работы представлена процедура расчетной оценки длительности роста ударного повреждения в композите, то есть количества циклов нагрузки, вызывающего рост повреждения от определенного начального размера до предельно допустимого граничного размера. Разработанная процедура основана на использовании численного моделирования процесса роста с применением уравнения скорости роста расслоения. Представлен пример расчетной оценки длительности роста ударного повреждения, приведены результаты сравнения длительностей роста ударного повреждения для разных уровней циклической нагрузки, представлены особенности выбора величины критического размера повреждения в зависимости от уровня циклической нагрузки.

3.1 Метод расчета длительностей роста повреждения с использованием численного моделирования

Разработан пошаговый алгоритм расчетной оценки длительности роста ударного повреждения с использованием численного моделирования:

1. Задать параметры цикла нагрузки $\varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min}$, количество конфигураций конструкции с разными размерами расслоения, i – номер конфигурации, упругие и прочностные свойства композита, вязкость разрушения по трем модам $G_{Ic}, G_{IIc}, G_{IIIc}$. Принять, что обобщенная сила сопротивления росту трещины равна вязкости разрушения по первой моде, то есть $\Gamma_0 = G_{Ic}$.
2. Задать поврежденное состояние ПКМ после низкоскоростного ударного воздействия, характеризуемое размерами и глубиной h заложенного расслоения, а также упругими свойствами отслоения.

3. Задать закон изменения формы расслоения по ходу наработки циклов нагрузки. На основании принятого закона изменения формы расслоения выбрать ряд расчетных конфигураций модели, характеризуемых размером расслоения a_i , где i – номер конфигурации. Для каждой последующей конфигурации размер расслоения увеличивать, то есть $a_{i+1} > a_i$.
4. Для каждой расчетной конфигурации численно определить скорость высвобождения упругой энергии деформации СВУД $G_i(a_i, \varepsilon_{\max})$, соответствующую максимальной нагрузке цикла на фронте расслоения, и напряженно-деформированное состояние, соответствующее максимальной нагрузке цикла.
5. Полученные результаты расчета СВУД $G_i(a_i, \varepsilon_{\max})$ представить функцией $G(a, \varepsilon_{\max})$ с помощью кусочно-линейной интерполяции.
6. Задать параметры правой части уравнения (36) скорости роста расслоения применительно к рассматриваемой задаче:

$$\frac{da}{dn} = \frac{\rho}{\beta^m} \frac{[g_{\Delta}(a, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min})]^m}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}}, \quad a(0) = a_0, \quad (41)$$

$$\text{где } g_{\Delta}(a, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min}) = \frac{(\sqrt{G(a, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(a, \varepsilon_{\min})})^2}{\Gamma_0}, \quad g_{\max} = \frac{G(a, \varepsilon_{\max})}{\Gamma_0}, \quad a_0 -$$

начальный размер расслоения, $G(a, \varepsilon_{\min})$ определить при помощи численного моделирования аналогично $G(a, \varepsilon_{\max})$ (пп. 4,5) с заменой в расчете максимальной нагрузки цикла $\varepsilon_{\max}$ на минимальную $\varepsilon_{\min}$. Параметры уравнения (41) ρ, β, m, α найти в результате обработки результатов испытаний на циклический рост расслоения по первой моде [15]. Для автоматизированного определения параметров уравнения (41) применить созданное программное обеспечение ДРОЗД-М1, обрабатывающее данные стандартных испытаний и возвращающее параметры уравнения (41) в форме таблицы [49].

7. Определить критический размер расслоения a_f исходя из возможностей средств неразрушающего контроля, принятых при разработке самолета геометрических характеристик типов повреждений, а также на основании анализа полученной аппроксимации $G(a, \varepsilon_{\max})$ и анализа рассчитанного напряженно-деформированного состояния элемента конструкции для ряда геометрических конфигураций расслоения.
8. Найти решение $a(n)$ уравнения (41) с начальным условием $a(0) = a_0$. Процесс интегрирования завершить при удовлетворении условия $a(n_f) = a_f$, где n_f – число циклов, потребовавшихся для достижения условия окончания. Для решения задачи Коши использовать явные численные методы интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений различных порядков точности. Вычислить длительность роста ударного повреждения: $\Delta N = n_f$.

3.2 Пример расчета

В качестве примера использования предложенного алгоритма проведен расчет длительности роста заложенного расслоения в стандартном образце.

Модель элемента конструкции имеет размеры в плоскости стандартного образца (Рисунок 12, Таблица 2), $H=150$ мм, $W=100$ мм, укладка $[45, -45, 0_3, \overline{90}]_s$, общая толщина панели $t=1.397$ мм. Для исследования принята укладка, соответствующая по процентному содержанию разнонаправленных слоев типовой укладке натурной силовой обшивки крыла самолета из ПКМ. В выбранной укладке содержатся межслоевые границы между различными направлениями соседних слоев, за исключением границы 45-го и 90-го слоя.

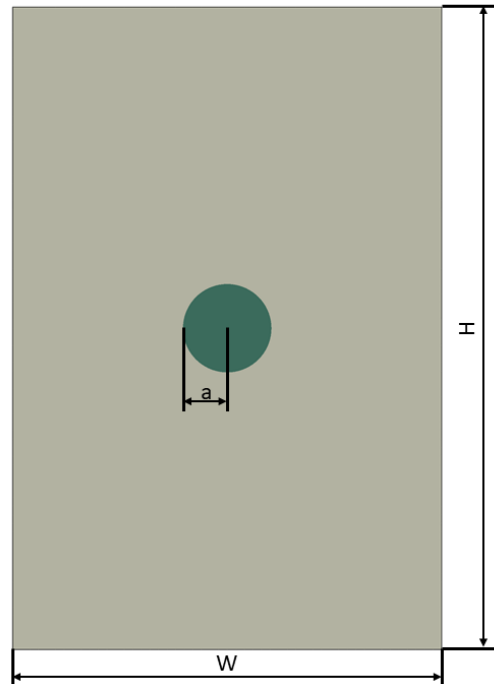


Рисунок 12 - Общий вид модельного элемента конструкции

Таблица 2 - Геометрические параметры панели и повреждения

Параметр	Значение
Ширина панели, W , мм	100
Длина панели, H , мм	150
Размеры начального дефекта, $2a$, мм	6, 7.4375, 8.875, 10.3125, 11.75

Круглое расслоение заложено между слоями 2 и 3 с ориентацией -45° и 0° , соответственно. Монослоям панели заданы свойства типового авиационного однонаправленного углеродного композиционного материала (Таблица 3).

Таблица 3 - Свойства материала монослоя [94]

Модуль упругости в направлении армирования, E_{1t} , ГПа	138
Модуль упругости поперек направления армирования, E_{2t} , ГПа	15
Коэффициент Пуассона, ν_{12}	0.21
Модуль сдвига в плоскости укладки, G_{12} , ГПа	5.9

Поперечный модуль сдвига, $G_{13} = G_{23}$, ГПа	5.9
Прочность на растяжение в направлении армирования, F_{1t} , МПа	1420
Прочность на сжатие в направлении армирования, F_{1c} , МПа	1320
Прочность на поперечное растяжение, F_{2t} , МПа	43.1
Прочность на поперечное сжатие, F_{2c} , МПа	160
Сдвиговая прочность в плоскости пакета, F_{12} , МПа	112
Толщина монослоя, t , мм	0.127

КЭМ панели представлена на Рисунке 13. При построении КЭМ принят подход послойного моделирования с целью получения мод разрушения встречающихся при испытаниях натуральных композитных панелей, в частности расслоения, поэтому слои панели смоделированы объемными пластинами, построенными из 60000 твердотельных C3D8 элементов [52], количество узлов в модели равно 120000. В регулярной зоне размер элемента равен 2х2 мм, в зоне дефекта проводилось сгущение сетки к его границе до размера 0.2х0.5 мм для получения корректных значений скорости высвобождения энергии СВУД.

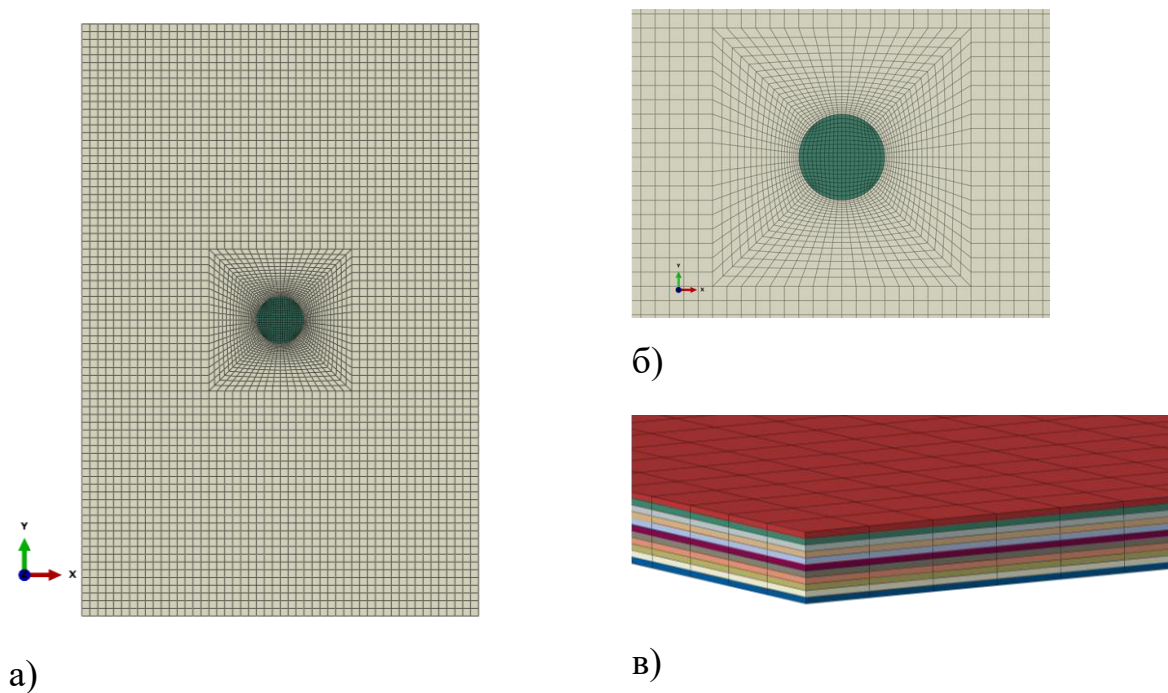


Рисунок 13 - а) Общий вид КЭМ панели; б) КЭ сетка в зоне дефекта;
в) послойное моделирование.

Каждый монослой ПКМ смоделирован отдельным слоем элементов КЭМ, для связи поверхностей использовался когезионный контакт, представляющий модель взаимодействия слоев [52]. В КЭМ заложена модель разрушения когезионного контакта по критерию максимальных напряжений в соответствии с теорией механики разрушения. Заданные прочностные свойства когезионного интерфейса соответствуют прочности связующего и представлены в Таблицах 4 и 5.

Таблица 4 - Параметры критерия максимальных напряжений межслоевой границы

Параметр	Значение
Прочность отрыва, σ_n , МПа	40
Прочность плоского сдвига, τ_1 , МПа	90
Прочность антиплоского сдвига, τ_2 , МПа	90

Таблица 5 - Параметры метода VCST

Параметр		Значение
Критическая скорость высвобождения энергии	Мода I, G_{Ic} , $\frac{\kappa Дж}{м^2}$	0.28
	Мода II, G_{IIc} , $\frac{\kappa Дж}{м^2}$	0.28
	Мода III, G_{IIIc} , $\frac{\kappa Дж}{м^2}$	0.28

Граничные условия в модели соответствуют стандарту испытаний на сжатие после удара (Рисунок 14) [109]: заземление по стороне 1, шарнирное опирание по сторонам 2 и 3 с возможностью перемещений вдоль оси действия нагрузки. Нагрузка в виде перемещения приложена к стороне 4.

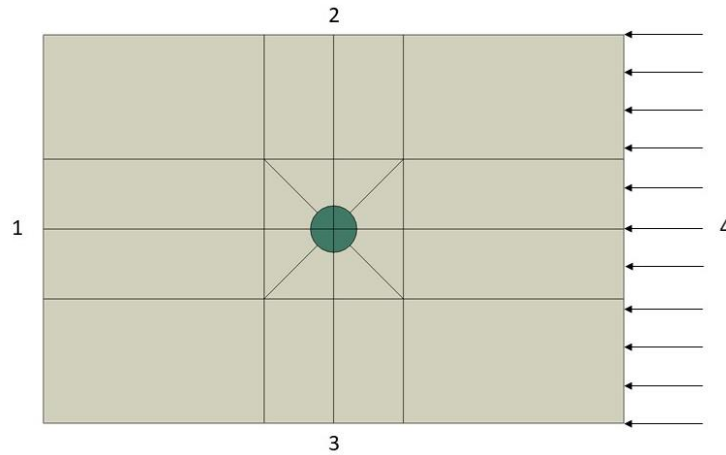


Рисунок 14 - Граничные условия

Последовательность процедуры расчета соответствует разработанному алгоритму:

1. Задаются параметры цикла нагрузки $\varepsilon_{\max} = 0,003 \frac{\text{мм}}{\text{мм}}$, $\varepsilon_{\min} = 0 \frac{\text{мм}}{\text{мм}}$ и вязкости разрушения материала $G_{Ic} = G_{IIc} = G_{IIIc} = 0,28 \text{ кДж/м}^2$.

Величина циклической нагрузки принята на основании данных работы [55] и представляет собой величину, соответствующую уровню эквивалентной нагрузки типового полета самолета транспортной категории, равной 60% от расчетной нагрузки P_{f0} [112] (Рисунок 15).

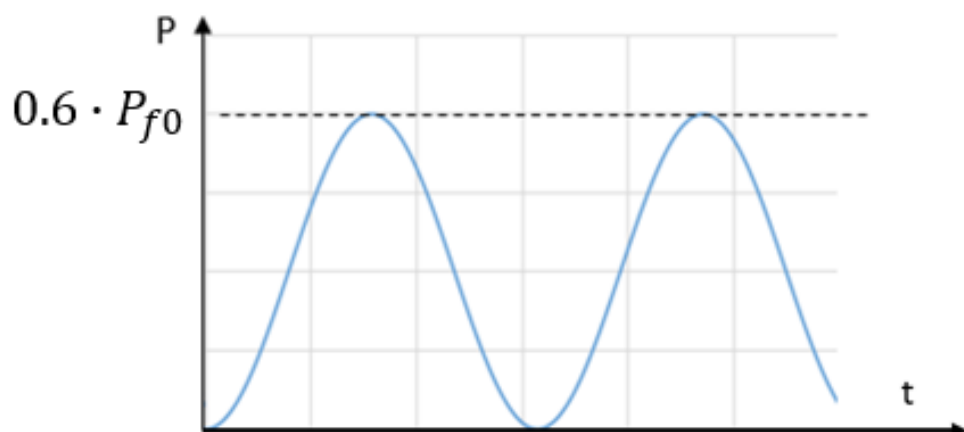


Рисунок 15 - Схема цикла нагрузки

2. Поврежденное состояние углепластика после низкоскоростного ударного воздействия в виде заложенного расслоения круглой формы задается

диаметром $2a$ и глубиной $h = 0,254$ мм. Модули упругости материала отслоения меньше соответствующих модулей материала неповрежденной части образца в два раза: $E_1^d = 0,5E_1, E_2^d = 0,5E_2, G_{12}^d = 0,5G_{12}$ $E_1^d = 0,5E_1, E_2^d = 0,5E_2, G_{12}^d = 0,5G_{12}$.

Приведенное снижение модулей упругости отслоения обозначается через коэффициент снижения жесткости ПКМ E/E_0 (Таблица 6). С целью исследования влияния коэффициента снижения жесткости ПКМ в зоне повреждения на остаточную прочность композитного элемента на СВУД, механические свойства ПКМ назначаются сниженными на всю толщину пакета [83].

3. Принимается, что под действием циклической нагрузки расслоение сохраняет форму окружности и меняет радиус $a_i (i=1,...,6)$. Рассчитываются модели с размерами расслоения, приведенными в Таблице 6.

Таблица 6 - Расчетные конфигурации для получения $G_i(2a_i, \varepsilon_{\max})$

Номер расчетного случая, i	Размер повреждения, $2a_i$, мм	Коэффициент снижения жесткости в зоне повреждения, E/E_0
1	6	0.5
2	7.4375	
3	8.875	
4	10.3125	
5	11.75	
6	15	

4. Величина СВУД $G_i(a_i, \varepsilon_{\max})$ для размеров расслоений вычисляется с помощью метода VCST [52]; напряженно-деформированное состояние и прочность рассчитываются в комплексе КЭМ Abaqus [52]. Определяются величины разрушающей нагрузки на элемент $P_{fi}, i=1,...,6$. За начальную

прочность элемента до приложения циклической нагрузки P_{f0} принята разрушающая нагрузка на элемент с минимальным размером расслоения $2a_1 = 6$ мм, то есть $P_{f0} = P_{f1}$.

Метод виртуального закрытия трещины (*англ.* VCCT), используемый для расчета СВУД, основан на принципах линейной механики упругого разрушения и позволяет моделировать расслоение между слоями ПКМ. В основе метода допущение, что энергия, высвобождающаяся при росте трещины, равна энергии, необходимой для закрытия трещины. Для пространственных КЭМ рассчитывается СВУД по трем модам расслоения: мода I – G_I – межслоевое растяжение, мода II – G_{II} – плоский сдвиг, мода III – G_{III} – антиплоский сдвиг [52] (Рисунок 16)

$$G = \frac{W_{\text{закрытия}}}{\Delta A}, \quad (42)$$

где $W_{\text{закрытия}} = \frac{1}{2} F_{2,5} v_{1,6}$ – механическая работа, затраченная на закрытие трещины, $\Delta A = \Delta d \cdot b$ – приращение площади трещины, d – расстояние между ближайшими узлами к вершине трещины, b – ширина трещины в устье трещины, $F_{2,5}$ – «закрывающие» силы в вершине трещины (известны из расчета), $v_{1,6}$ – вертикальное расстояние между ближайшими к устью трещины узлами – раскрытие трещины; 1,2,3,4,5 – номера узлов конечно-элементной сетки.

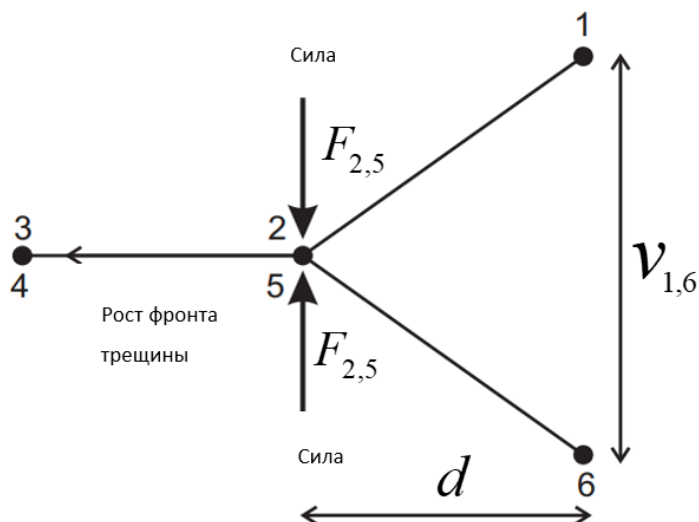


Рисунок 16 - Схема метода виртуального закрытия трещины [52]

5. Строится кусочно-линейная интерполяционная зависимость СВУД от размера расслоения $G(a, \varepsilon_{\max})$ (Рисунок 17). На Рисунке 17 видно, что в заданном диапазоне размеров расслоения зависимость $G(a, \varepsilon_{\max})$ имеет три выраженных участка, на которых наклон кривой $G(a, \varepsilon_{\max})$ значительно изменяется.

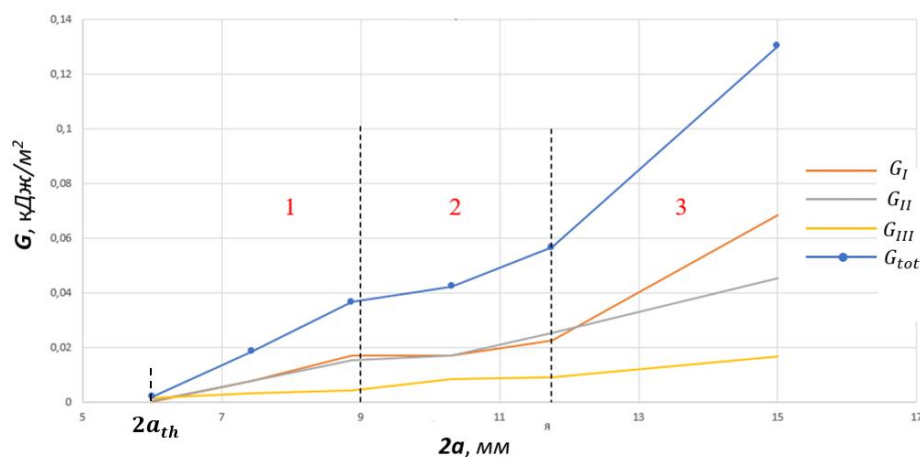


Рисунок 17 - Зависимость скорости высвобождения энергии упругой деформации СВУД от размера повреждения: по отдельным модам G_I, G_{II}, G_{III} общая G_{tot} и этапы роста расслоения $j = 1, 2, 3$

Полученная зависимость $G(2a)$ для принятого уровня эквивалентной нагрузки типового полета позволяет определить граничный размер дефекта a_{th} , при котором начинается отчетливое увеличение СВУД цикла нагрузки G . На

Рисунке 17, a_{th} совпадает с выбранным размером малозаметного повреждения и составляет 5,8 мм в диаметре. Полученный пороговый размер дефекта a_{th} на практике принимается в качестве граничного по условиям контролепригодности, так как он выявляется стандартными методами детального неразрушающего контроля (НК), такими как ультразвуковой контроль или шерография. На графике $G(2a)$ выделяются 3 этапа роста повреждения с различными характеристиками скорости изменения параметра СВУД G . Ни на одном из рассмотренных участков величина G не достигает значения, сопоставимого с вязкостью разрушения материала G_{Ic} .

В соответствии с разработанным методом расчета длительности роста расслоения с использованием численного моделирования, для определения длительности роста ударного повреждения в ПКМ используется изменение суммарной СВУД G_{tot} . Для выявления механической природы роста ударного повреждения в сжатой панели необходимо выявить вклады различных мод разрушения в суммарную. Из Рисунка 17 видно, что на всех трех этапах роста повреждения G_I и G_{II} соразмерны по величине и составляют основной вклад в суммарную скорость высвобождения энергии упругой деформации G_{tot} . Вместе с тем, характер увеличения G_I и G_{II} различен: G_{II} монотонно возрастает на всех трех этапах роста, в то время как G_I , а из-за нее и G_{tot} , имеют разную скорость роста в зависимости от величины размера повреждения. На этапе ускоренного развития повреждения (третий этап на Рисунке 17) первая мода G_I начинает отчетливо доминировать. Мода разрушения G_{III} , влиянием которой обычно пренебрегают, на исследованном диапазоне размеров расслоения в среднем вдвое меньше G_{II} , также монотонно возрастает, хотя и со скоростью меньшей чем вторая мода. В настоящей диссертации суммарная величина скорости высвобождения энергии упругой деформации G_{tot} рассчитана с учетом вклада G_{III} . Таким образом, развитие заложенного расслоения под действием одноосного

сжатия обязано в основном наличию как отрывных напряжений ввиду потери устойчивости отслоения, так и поперечно-сдвиговых напряжений на его границе.

6. Принимаются следующие параметры правой части расчетного уравнения

$$(41): \frac{\rho}{\beta^m} = 0,0275; \quad m = 3,1; \quad \alpha = 2.$$

7. На основании графика зависимости относительной разрушающей нагрузки от размера расслоения $\frac{P_{f\hat{t}}}{P_{f0}}(2a)$ (Рисунок 18) определяется критический размер расслоения a_f .

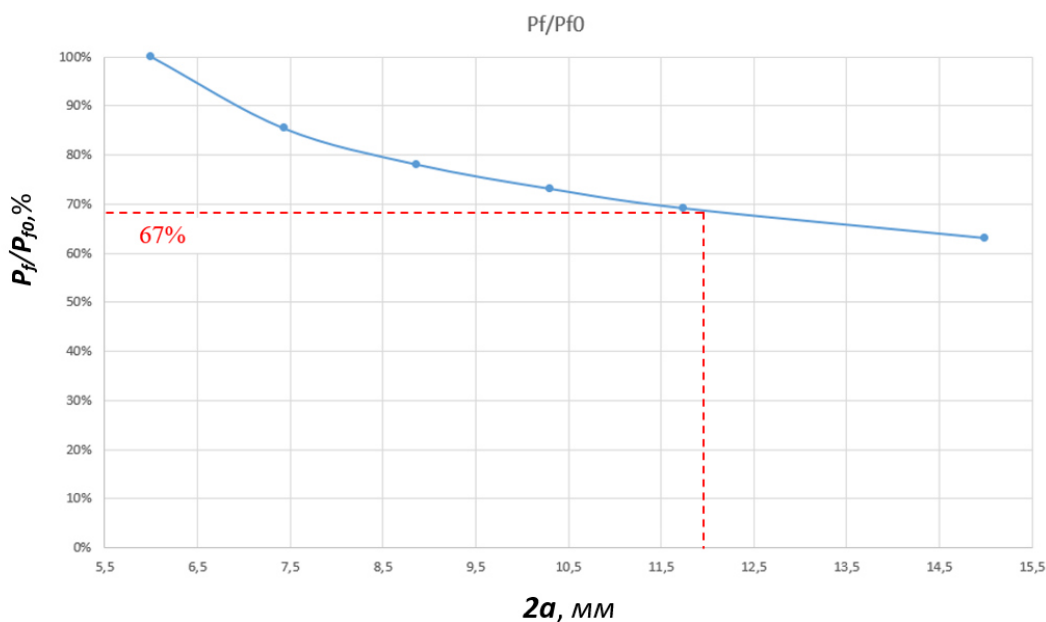


Рисунок 18 - Зависимость относительной разрушающей нагрузки на панель от размера повреждения

8. Производится расчет длительности роста заложенного расслоения с использованием численного решения уравнения (41) и полученной аппроксимации $G(a, \varepsilon_{\max})$. Для циклической нагрузки $\varepsilon_{\max}$, равной 60% от расчетной $\varepsilon_f = 0,005 \frac{\text{МКМ}}{\text{ММ}}$, критический размер расслоения соответствует такому, при котором остаточная прочность элемента снижается до 67% от расчетной нагрузки, то есть становится равной эксплуатационному уровню нагрузки

повреждением [26, 73, 74] (Рисунок 18). В результате получена величина критического расслоения $2a_f = 11,75$ мм.

Зависимость общей СВУД от размеров повреждения в виде точек, полученных из расчета МКЭ, и кусочно-линейной интерполяции приведена на Рисунке 19.

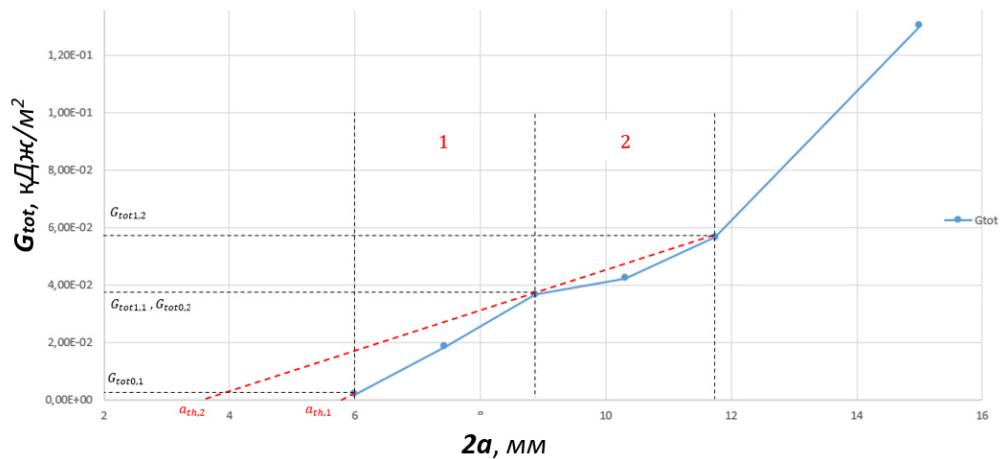


Рисунок 19 - Зависимость общей СВУД от размеров повреждения

Длительности роста расслоений представлены в Таблице 7, где номер участка роста соответствует графику, изображенному на Рисунке 18. На Рисунке 19 представлены результаты численного интегрирования уравнения (41).

Таблица 7. Длительности роста ударного повреждения

Участок, j	Размер начального повреждения, $2a_{0,j}$, мм	Размер конечного повреждения, $2a_{1,j}$, мм	Длительность роста, ΔN_j , циклы нагрузки
1	6	8,88	$7,262 \times 10^8$
2	8,88	11,75	$1,548 \times 10^6$
1+2	6	11,75	$7,278 \times 10^8$

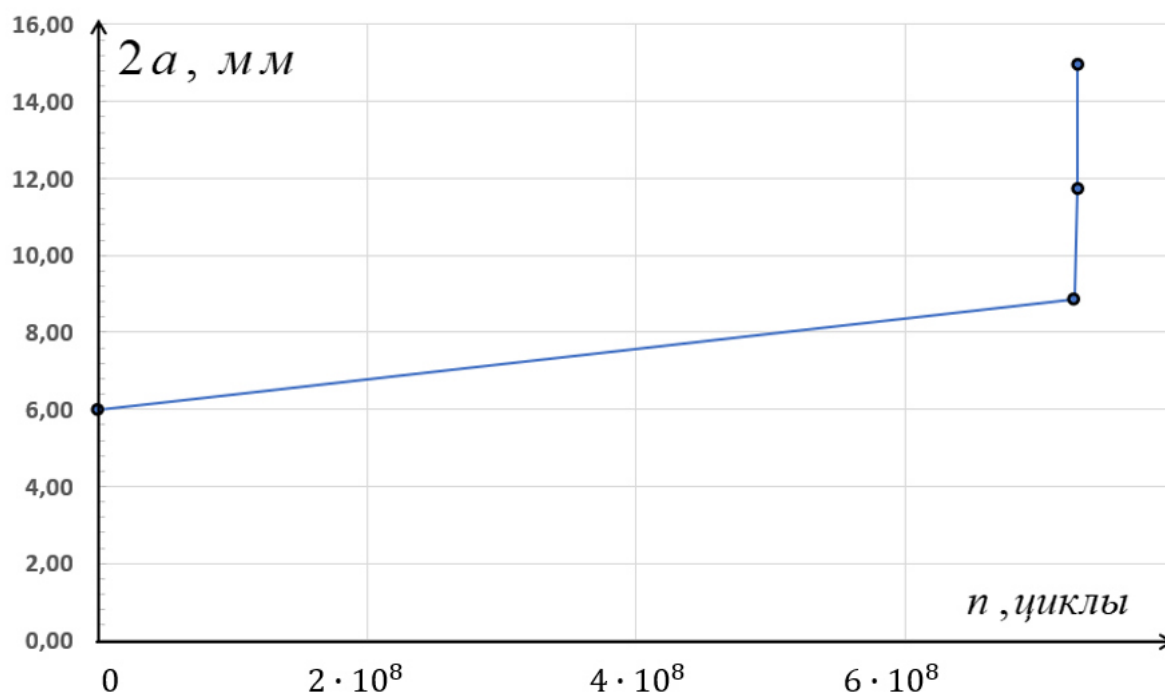


Рисунок 20 - Зависимость количества циклов нагрузки
до соответствующего размера расслоения

Из Таблицы 7 видно, что при равных приростах размера повреждения на 1-м и 2-м участке, основной вклад в суммарную длительность роста ударного повреждения составляет время развития повреждения на начальном этапе, что, является следствием возрастания суммарной скорости высвобождения энергии упругой деформации G_{tot} к началу 2-го роста. Наблюдается значительное уменьшение скорости $\frac{dG_{tot}}{d2a}$ на 2-м участке. Таким образом, величина движущей силы роста повреждения G_{tot} является более существенным фактором, влияющим на живучесть композитного элемента конструкции, по сравнению со скоростью роста движущей силы в зависимости от размера повреждения.

Сжатие панелей проводилось до достижения их способности воспринимать действующую нагрузку. Получены зависимости разрушающих нагрузок от размера начального дефекта для рассматриваемой остаточной жесткости отслоения (Рисунок 18, Таблица 6).

Во всех расчетах реализовывалась следующая последовательность стадий разрушения. Сначала панель воспринимала сжимающее воздействие, как панель

без дефекта, но при достижении определенного уровня нагрузок запускался процесс местной потери устойчивости отслоения (Рисунок 21). Полная потеря несущей способности панели непосредственно связана с ее общей потерей устойчивости (Рисунок 22). До момента общей потери устойчивости, концентрация напряжений на границе отслоения не приводила к превышению значения прочности монослоя.

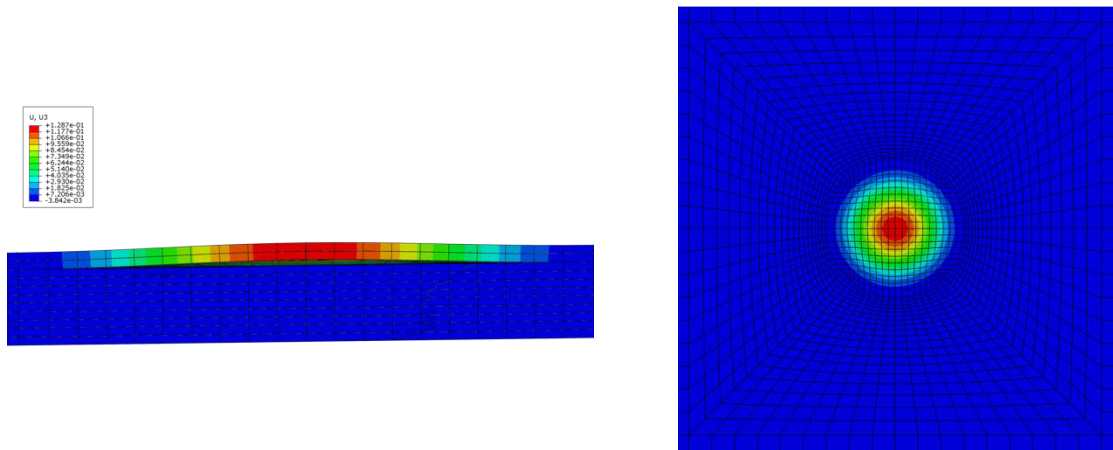


Рисунок 21 - Местная потеря устойчивости отслоения, U3 – поле прогибов панели

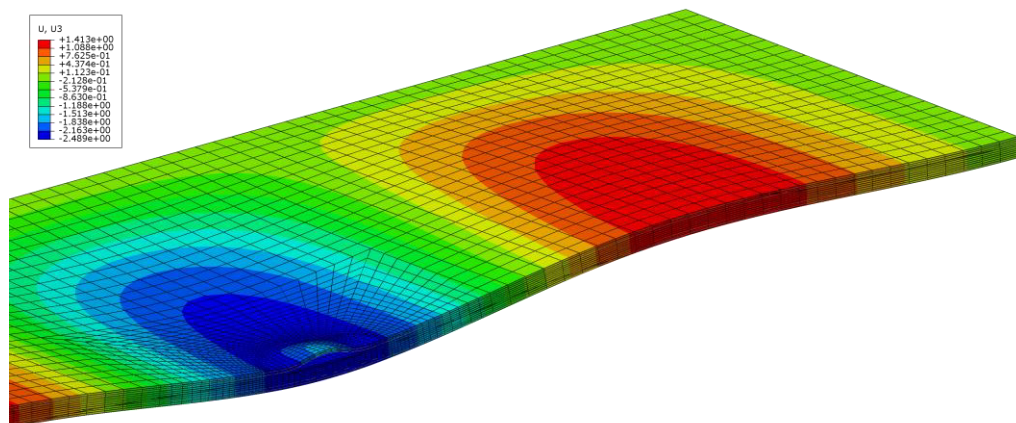


Рисунок 22 - Общая потеря устойчивости панели, U3 – поле прогибов панели

Предсказание остаточной прочности конструкции с повреждением, выполненное с использованием численного моделирования для относительной

нагрузки цикла $\frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_f}=0,6$, представлено на Рисунке 18 в форме зависимости относительной разрушающей нагрузки от размера повреждения $\frac{P_{fi}}{P_{f0}}(2a)$.

В целях расчетной оценки живучести композитного элемента конструкции с ударным повреждением при высоких уровнях циклической нагрузки произведен расчет длительностей роста ударного повреждения. В результате анализа выявлено, что при увеличении нагрузки цикла $\varepsilon_{\max}$ меняется принцип выбора критического размера расслоения. При значениях циклической нагрузки, равных 70% и 80% от расчетной, критический размер расслоения определяется границей устойчивого роста, то есть условием $G(a, \varepsilon_{\max}) = \Gamma_0$, где обобщенная сила сопротивления росту расслоения Γ_0 принимается равной межслойной вязкости разрушения по первой моде G_{Ic} , определяемой по стандарту испытаний [15]. Длительность роста дефекта до критического размера с увеличением максимальной нагрузки значительно сокращается (Таблица 8).

Таблица 8 - Длительность роста и критический размер ударного повреждения при разных уровнях циклической нагрузки

Уровень циклической нагрузки $\frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_f} \cdot 100\%$	Длительность роста повреждения ΔN , циклы	Критический размер повреждения $2a_f$, мм
60	$7,278 \times 10^8$	11,75
70	$8,63 \times 10^7$	10,3125
80	$1,51 \times 10^6$	8,875

* ε_f - предельная деформация, константа материала

3.3 Заключение по Главе 3

1. Предложен и продемонстрирован на примере численно-аналитический метод расчета живучести гладкой панели из слоистого ПКМ с ударным повреждением под действием сжимающих циклических нагрузок.

2. Произведены расчетные оценки скорости и длительности роста заложенного расслоения с использованием математической модели, полученной в Главе 2 настоящей диссертации. Полученная зависимость движущей силы роста повреждения от размера повреждения позволяет на практике обоснованно выбрать критический размер дефекта, связав последний с потребным уровнем остаточной статической прочности конструкции в соответствии с отраслевым регулирующим документом [26, 73, 74]. При высоких уровнях циклической нагрузки, критический размер повреждения определяется возникновением неустойчивого роста расслоения.

Научную новизну данной Главы составляет вновь разработанный численно-аналитический метод расчета живучести композитного элемента с ударным повреждением.

Глава 4 Испытания образцов с ударным повреждением

В данной Главе проведен анализ испытаний на циклическое сжатие и неразрушающего контроля образцов с ударным повреждением. Сформирована новая методика проведения испытаний на циклическое сжатие. Результатами испытаний и неразрушающего контроля являются выявленные закономерности динамики процесса развития внутренних повреждений в ПКМ. В качестве средств мониторинга состояния внутренней структуры состояния образца, использовался эхо-импульсный ультразвуковой контроль (УЗК), метод корреляции цифровых изображений (КЦИ) и система акустико-эмиссионной (АЭ) диагностики. Показано, что результаты испытаний согласуются с данными, полученными с помощью теоретического анализа, представленного в Главе 2.

4.1 Содержание эксперимента

Цель и задачи испытаний

Целью проведенных испытаний являлось экспериментальное выявление закономерностей роста повреждений в композитных образцах с ударными повреждениями при воздействии циклических сжимающих нагрузок.

При проведении эксперимента решены следующие задачи.

- Фиксация наличия роста ударного повреждения в образце из ПКМ при действии циклических нагрузок. Для этого использовались методы неразрушающего контроля.
- Качественное определение динамики роста повреждений в ходе испытаний: по звуку расслоения, по форме вспучивания отслоения, по изменению податливости образца и по полям деформаций.
- Количественная оценка структурных изменений в образце на определенных значениях наработки циклов нагрузки.

- Сопоставление прогнозов по возникновению и росту расслоений, полученных с помощью аналитических зависимостей из Главы 2 и результатов эксперимента.

В Таблице 9 приведены сведения для базового представления о процедурах, которые применялись в ходе эксперимента.

Таблица 9 - Образцы и процедуры, использованные в эксперименте. УЗК – ультразвуковой контроль (Д – после удара, В – в ходе испытаний, П – после разрушения образца), КЦИ – метод корреляция цифровых изображений, АЭ – метод акустической эмиссии

Образец\Процедура	Статические испытания	Динамические испытания	УЗК	КЦИ	АЭ
5040.UMT.241.01	-	да	Д, П	-	-
5040.UMT.241.02	да	-	Д,В,П	-	-
5040.UMT.241.03	-	да	Д,П	да	да
5040.UMT.241.04	-	да	Д,П	да	да
5040.UMT.241.05	-	да	Д,П	да	да
5040.UMT.241.06	-	да	Д,В,П	да	да
5040.UMT.241.07	-	да	Д,В,П	да	да
5040.UMT.241.08	-	да	Д,В,П	да	да
5040.UMT.241.09	-	да	Д,В,П	да	да
5040.UMT.241.10	-	да	Д,В,П	да	да
5040.UMT.241.11	-	да	Д,В,П	да	да
5040.UMT.241.12	-	да	Д	-	да

Изготовление образцов

Испытаны образцы ПКМ, изготовленные на основе однонаправленной ленты углеродно-эпоксидного препрега АСМ 102 С130UD. Последовательность укладки с преобладанием нулевых слоев выбрана таким образом, чтобы процентное соотношение формулы пакета приближалось к [50%,40%,10%]. Числа

в квадратных скобках обозначают относительную долю слоев с углом 0° , $\pm 45^\circ$ и 90° соответственно. Номинальная толщина пакета ПКМ 4,94 мм.

Образцы ПКМ изготовлены методом вакуумного формования. После укладки монослоев препрега, использован вакуумный пакет для удаления воздуха, предотвращающего образование пустот, и обеспечения равномерного распределения давления внутри пакета. Формование выполнено при температуре 130°C с предварительной термообработкой при 110°C . Вакуум в диапазоне от -0,90 до -0,95 кгс/см² поддержан в течение всего цикла формования. После завершения процесса формования пластины ПКМ прошли контроль качества изготовления, включавшего проверку геометрических параметров, визуальный контроль на наличие поверхностных дефектов и УЗК. Образцы вырезаны из панелей с помощью высокоскоростной обработки фрезой диаметром 3,5 мм. Выбранный метод обеспечивает высокую точность геометрических размеров.

Испытания образцов

Образцы испытаны на ударное воздействие в соответствии со стандартом [14,78]. Использовано окно в оснастке с размерами по длине и ширине 125 ± 1 мм и 75 ± 1 мм соответственно. Применен вертикальный копер с полусферическим ударником диаметром 16 мм. Энергия удара рассчитана по стандартам испытаний [13,108] исходя из энергии удара 6,67 Дж/мм и составила 33 Дж. Глубина вмятины после удара не превышала 0,3 мм, поэтому полученные повреждения классифицируются как малозаметные ударные повреждения МЗУП (BVID), то есть повреждения 1-й категории.

Испытания на сжатие после удара проведены на универсальной сервогидравлической механической испытательной машине SUNS-890-500, позволяющей проводить статические и динамические испытания (Рисунок 23).



Рисунок 23 - Внешний вид испытательной машины SUNS-890-500

Испытания проведены с использованием приспособления для сжатия после удара в соответствие с ASTM D 7137 [12,107]. Приспособление предназначено для закрепления образцов с геометрией плоской пластины 150×100 мм. Установка образца в приспособлении имитирует шарнирную опору по бокам по длинной стороне образца и защемление по короткой стороне образца (Рисунок 24).

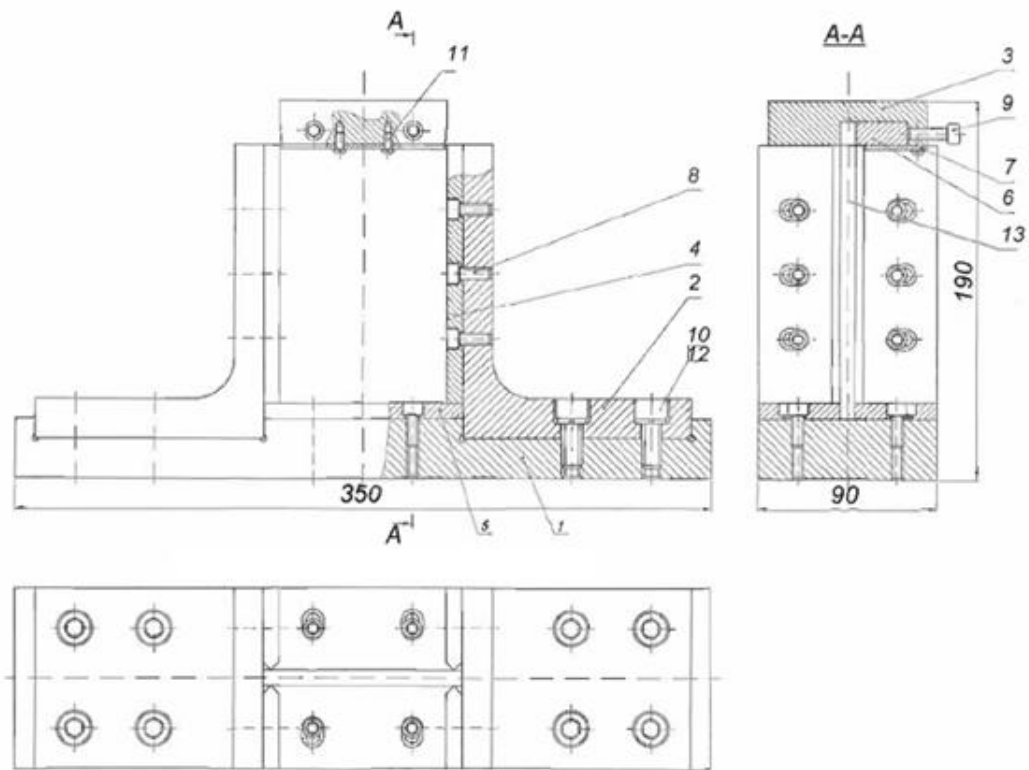


Рисунок 24 - Схема приспособления для испытания на сжатие после удара:
 1 - опора, 2 - стойка (2 шт.), 3 - зажим, 4 - боковая губка (4 шт.), 5 - нижняя губка (2 шт.), 6 - зажим, 7 - пластина, 8-11 - винты, 12 - шайбы, 13 - образец [12,107]

Конфигурация нагружающего приспособления с установленным образцом представлена на Рисунке 25.



Рисунок 25 - Конфигурация нагружающего приспособления с установленным образцом

Один образец испытан в квазистатическом режиме для оценки максимальной прочности образцов на сжатие после удара. Скорость нагружения при квазистатическом испытании составляла 2 мм/мин. Результаты испытаний получены при динамическом нагружении образцов циклами сжатие-сжатие с максимальной сжимающей нагрузкой, равной 70% от максимальной статической нагрузки, коэффициентом асимметрии цикла $R=10$ и частотой 5 Гц.

Неразрушающий контроль

Исследования состояния образцов до и после испытаний проведены ультразвуковым эхо-импульсным методом, с применением технологии фазированных решеток. Данная технология многоканального электро-механического сканирования широко применяется для поиска наиболее опасных повреждений/дефектов в изделиях из ПКМ, позволяя успешно выявлять МЗУП.

В качестве оборудования для исследования применен дефектоскоп с технологией фазированных решеток OmniScan, линейная 64-элементная фазированная решетка с рабочей частотой 5 МГц, и одноосевой датчик пути, позволяющий получить развертку типа С-скан. После проведенной настройки дефектоскопа на настроечных образцах из аналогичного материала, появилась возможность выявлять дефекты типа «расслоение», эквивалентные плоскодонному отражателю диаметром 10 мм, расположенные на глубине от 0.5 мм.

Образцы прошли входной контроль перед началом работ на наличие производственных дефектов, а после нанесения ударов с помощью УЗК исследовано состояние ПКМ на предмет полученных расслоений.

Недостатком ультразвукового эхо-импульсного метода при восстановлении картины расположения дефектов по глубине образца является затенение. Суть явления заключается в отсутствии прохождения ультразвуковых волн в области под дефектами, образуя неконтролируемый объем материала. Дефекты, расположенные глубже, выявляются только при выходе за границы проекции подповерхностных дефектов [91]. Расположенные друг над другом дефекты одновременно обнаруживаются в случае, если расположенный выше дефект не является расслоением, то есть не образует явной поверхности раздела, позволяя части звуковой энергии распространяться далее, либо при наличии жидкости в полости расслоения.

Регистрация неоднородных полей перемещений и деформаций на поверхности образца осуществлена с использованием метода корреляции цифровых изображений (КЦИ) на базе бесконтактной трёхмерной цифровой оптической системы Vic-3D (Correlated Solutions). Испытания проведены с использованием камер Prosilica GE4900 (объектив - 50 мм f/2,0). Скорость съёмки составляла 4 кадра/сек. На поверхность образцов предварительно нанесено мелкодисперсное контрастное покрытие с помощью матовой акриловой краски. Синхронизация оптических систем регистрации с контроллером испытательной системы в процессе испытания осуществлена посредством блока АЦП (NI USB-

6251). Калибровка стереосистемы осуществлена с помощью сбора серии снимков эталонной таблицы в разных положениях (т.е. поворотов вокруг трех осей).

Постобработка изображений осуществлена с применением критерия нормированной суммы квадратов разностей (NSSD – Normalized Sum of Squared Difference). В ходе постобработки отснятых фотографий системой Vic-3D подобраны подходящие параметры корреляционной обработки. Размер подмножества (subset) составил 25 пикселей. Размер шага (step) равен 5.

Прием и запись упругих импульсов, сопровождающих изменения структуры ПКМ, выполнен методом акустико-эмиссионной (АЭ) диагностики. Регистрация импульсов АЭ осуществлена с помощью пьезоэлектрических преобразователей «*VS150-RIC*», подключенных к системе регистрации и обработки данных «*Vallen AMSY-6*». Датчики обладают встроенным предусилителем с коэффициентом усиления 34 дБ. Полоса пропускания используемых преобразователей соответствует $\Delta f_s = 100\text{-}400$ кГц с максимальной чувствительностью на частоте 150 кГц.

Амплитудно-частотная характеристика преобразователя «*VS150-RIC*» представлена на Рисунке 25.

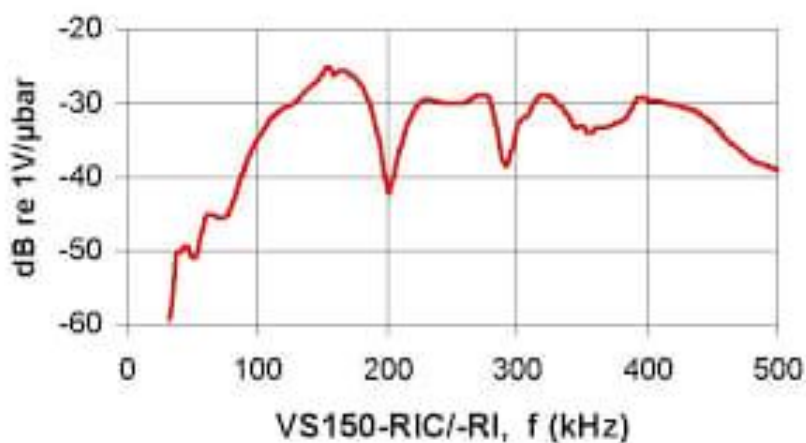


Рисунок 26 – Амплитудно-частотная характеристика преобразователя «*VS150-RIC*»

Для обеспечения акустического контакта приёмные преобразователи приклеивались на объект контроля с использованием цианакрилатного клея (Рисунок 27).

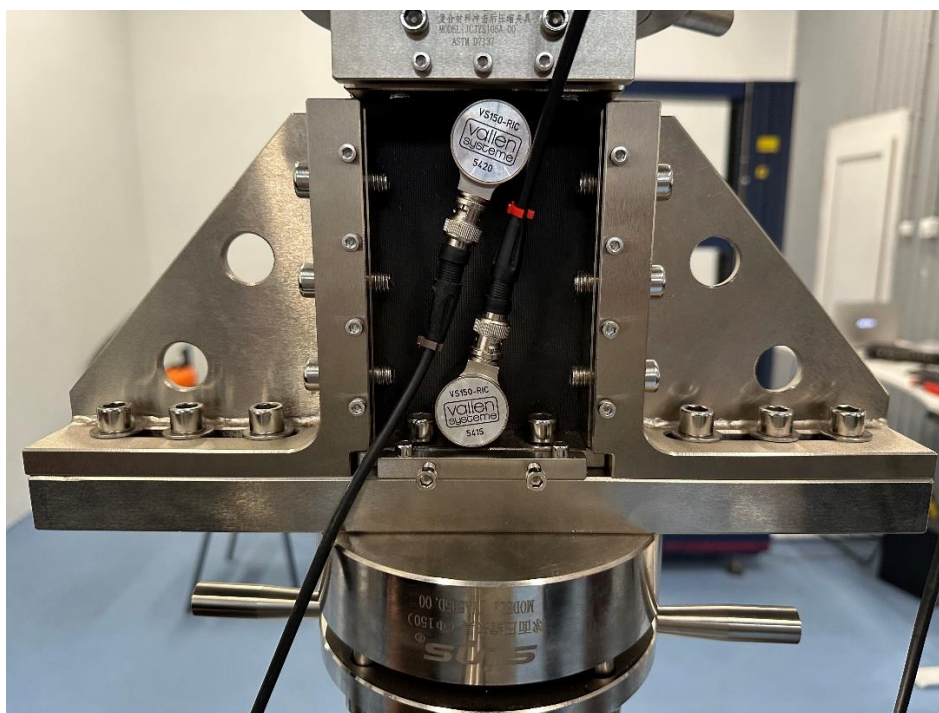


Рисунок 27 – Схема установки преобразователей АЭ «VSI50-RIC»

Для снижения влияния шумовых сигналов, вызванных работой гидравлической нагружающей машины, на результаты АЭ-диагностики полоса пропускания цифровых фильтров измерительной системы выбрана равной $\Delta f_p = 230-850$ кГц. Частотный диапазон регистрируемых сигналов с учетом частотных характеристик датчика составил $\Delta f = 230-400$ кГц.

Высокая частота среза фильтра обеспечила достаточное подавление шума в низком частотном диапазоне, что позволило снизить порог дискриминации импульсов АЭ u_{th} до 40 дБ.

Выбранные частотные характеристики измерительной аппаратуры позволяют в значительной степени снизить влияние механических и электромагнитных шумов, регистрируемых на частотах менее 230 кГц и свыше 400 кГц соответственно.

Для обеспечения низкой погрешности при линейной локации датчики устанавливались равноудалённо от предполагаемого места возникновения и роста дефекта. Таким образом область линейной локации составила 100 мм.

4.2 Результаты эксперимента

Результаты испытаний на ударное воздействие

Зарегистрированная глубина вмятины после удара не превышала значение 0,3 мм, поэтому возникшие повреждения относятся к МЗУП (BVID).

Поврежденное состояние образца после испытаний на ударное воздействие в соответствии со стандартом проанализировано с помощью выходных данных эксперимента: силы контактного взаимодействия с ударником и перемещения. На основе силы контактного взаимодействия с ударником и перемещения программное обеспечение, предназначенное для копровых испытаний, автоматически формирует значения величины работы разрушения для образцов. Зарегистрированные значения работы разрушения в результате удара для образцов приведены в Таблице 10.

Таблица 10. Работы разрушения для образцов

Образец	E_{TOT} , Дж
5040.UMT.241.03	19,99
5040.UMT.241.04	22,43
5040.UMT.241.05	23,7
5040.UMT.241.06	24,5
5040.UMT.241.07	26,79
5040.UMT.241.08	27,27
5040.UMT.241.09	28,43
5040.UMT.241.10	30,92
5040.UMT.241.11	31,14
5040.UMT.241.12	30,26

Сквозного пробития образцов не зарегистрировано, однако значительная часть кинетической энергии удара поглощалась.

Из результатов, представленных в Таблице 10, видно, что величины работы разрушения для образцов различаются. Различие объясняется разным состоянием образцов перед ударом, то есть разбросом их механических свойств и микроструктуры, определяющим сопротивляемость ПКМ ударному воздействию.

Результаты статических и динамических испытаний в испытательной машине

В результате статических испытаний образцов зафиксировано достижение максимальной сжимающей нагрузки, равной 107436 Н, что дает значение прочности на сжатие 217,48 МПа при номинальной площади сечения образца 494 мм².

На Рисунке 28 представлен вид образца после разрушения при статическом испытании на сжатие. Видно, что разрушение образца произошло по сечению с концентратором. Разрушение сопровождалось многочисленными сквозными расслоениями. Перед разрушением с обеих сторон образца образовывались области вспучивания.



Рисунок 28 - Образец после разрушения в статическом испытании на сжатие
после удара

Для диагностики внутреннего состояния образцов, динамические

испытания для ряда образцов проведены с остановкой для проведения промежуточного контроля УЗК.

Во время динамических испытаний на обеих сторонах образца зафиксированы вспучивания, как показано на Рисунке 29.

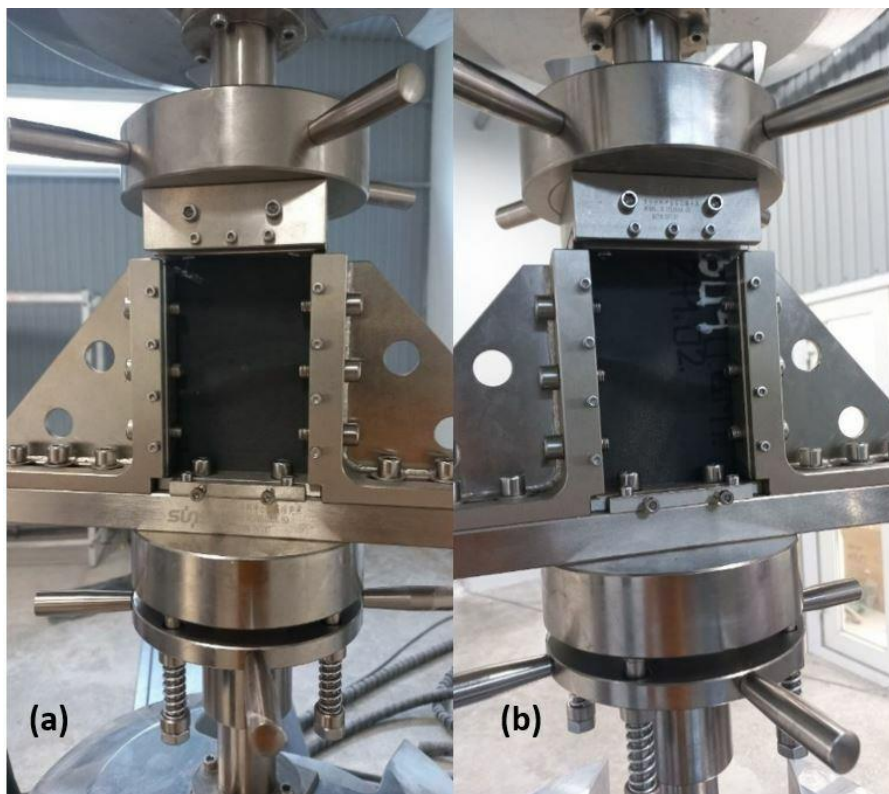


Рисунок 29 - Вспучивания на передней (а) и задней (б) частях образца во время динамических испытаний

Рост дефектных микроструктур в ходе нагружения образцов с ударными повреждениями в образцах в начале динамических испытаний диагностирован по характерному треску. Для образца 5040.UMT.241.01 начало процесса активного развития повреждения идентифицировано по появлению характерного «рваного» звука, примерно на 4000-м цикле нагружения.

Динамика изменения податливости образца 5040.UMT.241.01 во время испытания представлена на Рисунке 30. Податливость C_i для цикла нагружения i рассчитана по разности между максимальным $U_{\max_i}$ и минимальным $U_{\min_i}$ смещением для цикла i , $\Delta U_i = U_{\max_i} - U_{\min_i}$ и диапазоном нагрузок $\Delta F_i = F_{\max_i} - F_{\min_i}$ для данного цикла:

$$C_i = \frac{\Delta U_i}{\Delta F_i} . \quad (43)$$

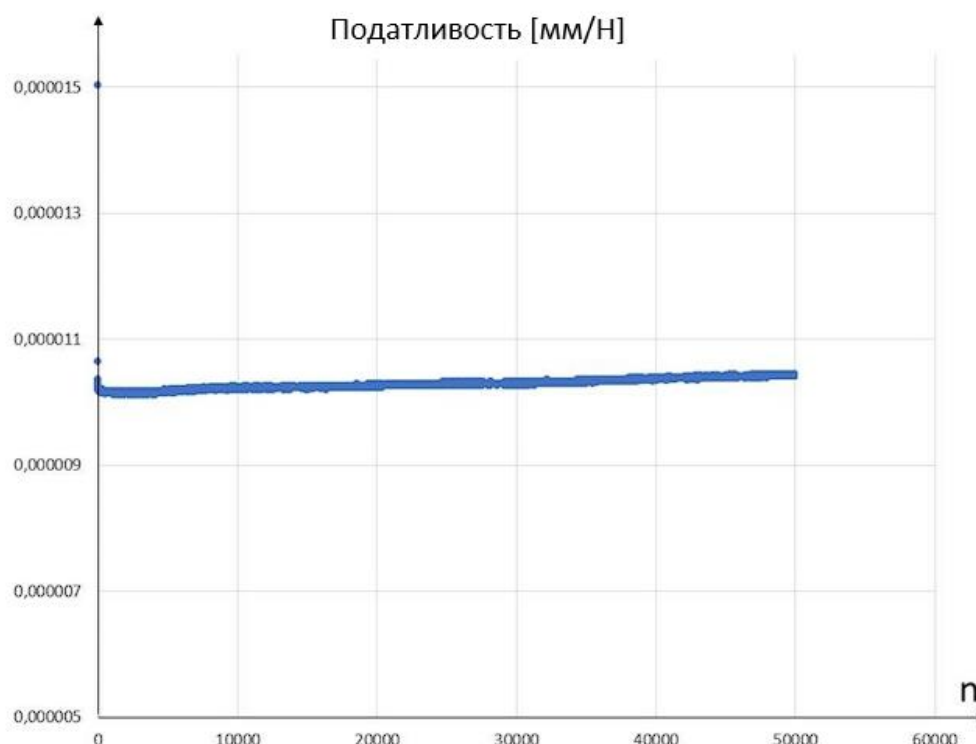


Рисунок 30 - Изменение податливости образца C в зависимости от количества циклов нагрузки n

Изменение податливости демонстрирует устойчивое и монотонное увеличение по ходу испытаний, ступенчатых изменений податливости в период протекания выявленных этапов роста повреждения, идентифицированных на слух, не зафиксировано.

Подобное поведение образцов в отношении изменения их податливости зафиксировано во всей испытанной партии образцов.

Результаты УЗК

На Рисунке 31 представлены данные ультразвукового С-сканирования образца ПКМ 5040.UMT.241.01 после нанесения удара. Для повышения четкости изображения границы расслоения обведены контурными линиями вручную. Для каждого расслоения показана измеренная глубина, отсчитанная от верхней сканируемой поверхности.

В Таблице 11 приведено сравнение параметров зарегистрированных

расслоений в образцах 5040.UMT.241.01 и 5040.UMT.241.02, полученных в результате двухстороннего сканирования. Данные включают номера слоев, глубину их залегания от верхней поверхности образца, максимальные размеры каждого расслоения. Рисунок 32 содержит несколько примеров контуров расслоений, расположенных на сравнимой глубине в обоих образцах. Поскольку полностью преодолеть эффект «затенения» при выполнении УЗК не представляется возможным, точная форма расслоений достоверно не определена. Сплошной линией обозначены области, достаточно четко определенные при контроле. Пунктирной линией околонтурены предполагаемые границы «затененных» участков. На Рисунке 33 показано активированное расслоение в образце 5040.UMT.241.01. Рост зоны повреждения, возникший вследствие циклической нагрузки обозначен штриховкой.

Глубина ударной вмятины составляла менее 0,3 мм, что не оказывает существенного влияния на акустическую связь между поверхностью зонда и поверхностью образца. Однако вблизи точки удара наблюдалась зона отсутствия индикации, в которой отсутствовали расслоения и характерные структурные шумы. Такие условия являются признаками серьезного повреждения материала, включая растрескивание матрицы и разрыв волокон. Из-за относительно небольших размеров зоны отсутствия индикации (менее Ø10 мм), зона не рассматривается далее.

Результаты неразрушающего контроля свидетельствуют о воспроизводимости условий нанесения ударных повреждений и характеристик роста полученных повреждений под действием циклических нагрузок в рассматриваемом наборе образцов при заданных условиях испытаний. В образце 5040.UMT.241.01 после 40 000 циклов нагрузки в поперечном направлении относительно направления нагрузки выросло одно расслоение. Активированное расслоение находилось вблизи внутренней (противоположной от удара) стороны образца и ориентировано вдоль 90-градусного направления ПКМ.



Рисунок 31 - Схема нанесения удара и данные С-сканирования образца 5040.UMT.241.01 после удара и после циклической нагрузки

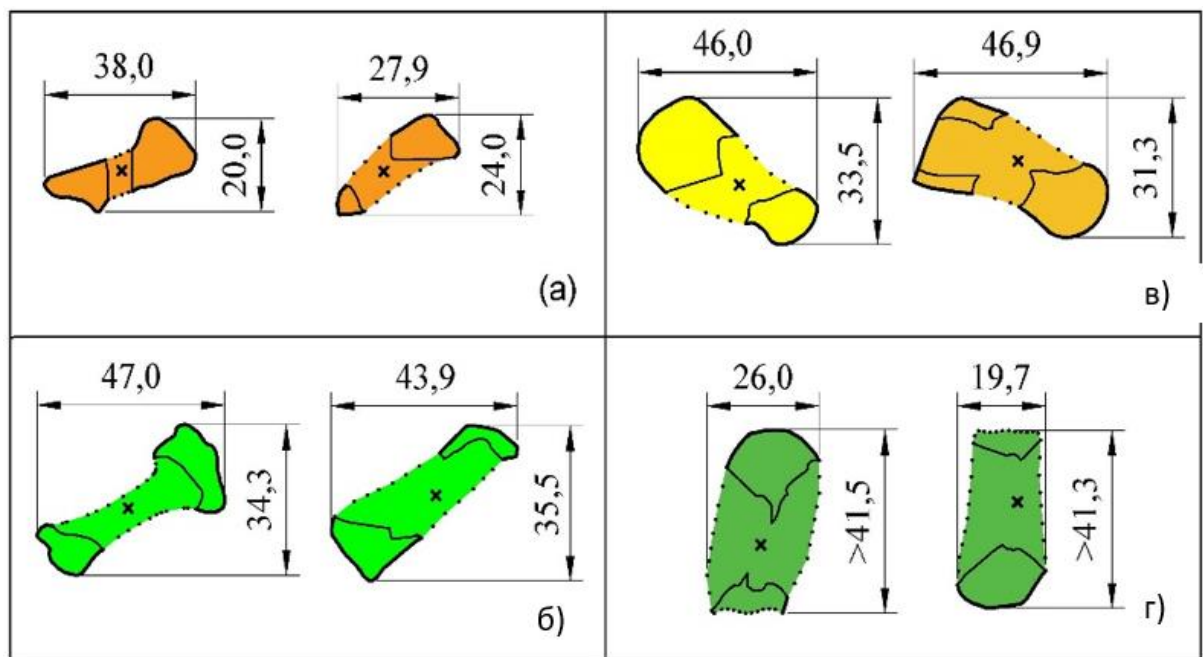


Рисунок 32 - Примеры контуров расслоений в образцах 5040.UMT.241.01 и 5040.UMT.241.02, расположенных на одинаковой глубине. (а) 0,52 и 0,52 мм; (б) 0,91 и 0,91 мм ; (в) 1,43 и 1,44 мм; (г) 1,80 и 1,64 мм. Символ «х» обозначает проекцию точки удара. Пунктирная линия обозначает предполагаемые «заштрихованные» границы расслоения.

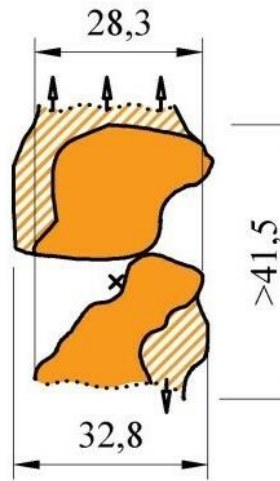


Рисунок 33 - Форма активированного расслоения в образце 5040.UMT.241.01 (глубина 4,03 мм). Заштрихованная область показывает рост расслоения после циклической нагрузки

Таблица 11 - Сравнение расслоений в образцах 5040.UMT.241.01 и 5040.UMT.241.02. Глубина определяется от верхней поверхности образца. $2a$ - поперечное направление образца; $2b$ - продольное направление образца.

5040.UMT.241.01			5040.UMT.241.02		
Слой, №	Глубина, мм	Размеры $2a \times 2b$, мм	Слой, №	Глубина, мм	Размеры $2a \times 2b$, мм
5	0,52	39,1 x 24,2	5	0,52	8,0 x 21,6
7	0,78	27,9 x 24,0	6	0,72	38,0 x 20,0
8	0,91	46,9 x 31,3	8	0,91	46,0 x 33,5
12	1,43	43,9 x 35,5	12	1,44	47,0 x 34,3
15	1,80	19,7 x 41,3	14	1,64	26,0 x 41,5
21	2,59	54,9 x 41,3	20	2,45	45,0 x 30,3
31	3,66	57,7 x 33,8	32	3,9	48,0 x 17,5
35	4,03	28,3 x 41,5	34	4,15	29,0 x 22,3

Результаты регистрации полей деформаций

Результаты, полученные с помощью оптической системы VIC-3D, представлены на примере образца 5040.UMT.241.06. (Рисунок 34). Поля прогибов W приведены для значения нагрузки $P = -73$ кН. Как видно из картин полей прогибов W максимальные перемещения происходят в зоне ударного повреждения. Первое поле (Рисунок 34, а) получено при испытаниях на статическое сжатие. Остальные иллюстрации относятся к состоянию образца после прохождения циклов нагрузки, указанных в нижнем левом углу изображений. В соответствии с полями построены эпюры прогибов вдоль оси y нагружения, ось совпадает с осью симметрии образца (Рисунок 34, б). Начало координат установлено в середине рабочей части образца (Рисунок 35).

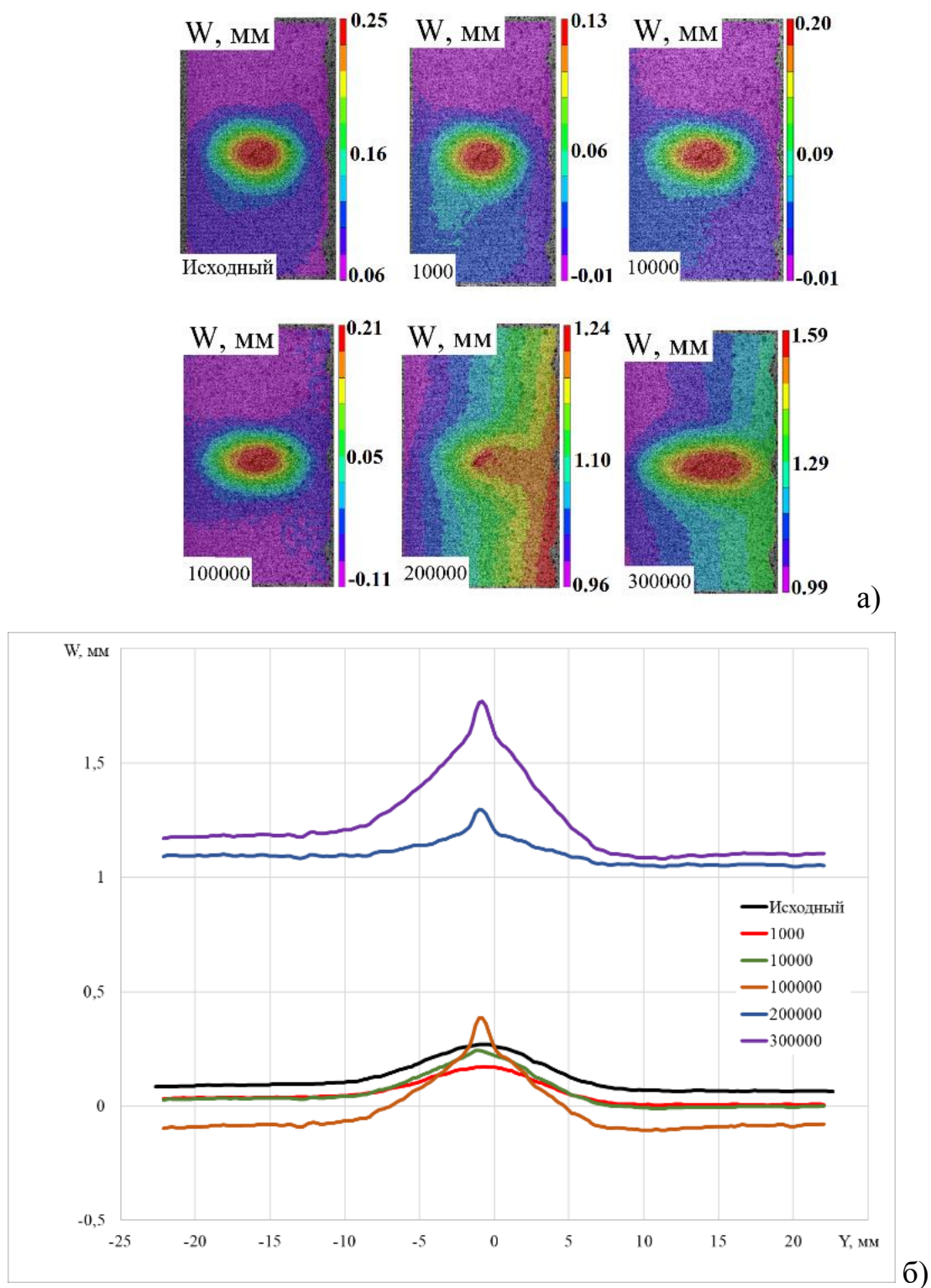


Рисунок 34 - Картины полей прогибов в испытаниях образца 5040.UMT.241.06 на сжатие после удара (а) и профили прогиба для ряда наработок циклов нагрузки (б)

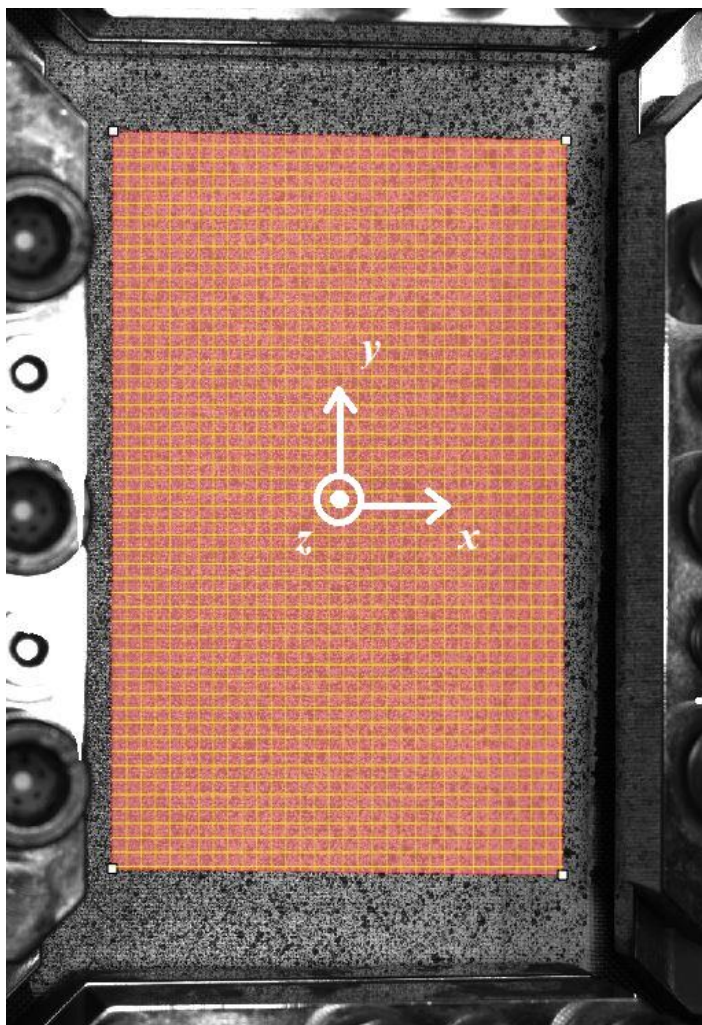


Рисунок 35 – Система координат образца 5040.UMT.241.06 для анализа полей прогибов W

Как наблюдается из картин полей прогибов до наработки 100 000 циклов зоны минимальных и максимальных W имеют схожий характер. После дальнейшего циклического воздействия происходит увеличение зоны прогиба, что свидетельствует о потере устойчивости в области ударного повреждения. Резкий скачок значений W наблюдается при анализе профилей прогиба вдоль оси нагружения образца (Рисунок 34, б).

Для оценки результатов, полученных с видеосистемы, построена зависимость максимального значения прогиба от количества пройденных циклов

в испытаниях на циклическое сжатие (Рисунок 36). На диаграмме выделено 2 области: I – от 0 до 100 000 циклов нагрузки, II – от 150000 до 350000 циклов нагрузки. При достижении 150 000 циклов нагрузки значение максимального прогиба на поверхности образца значительно увеличилось в центральной части, что связано с общей потерей устойчивости и ростом повреждения вследствие действия циклической нагрузки.

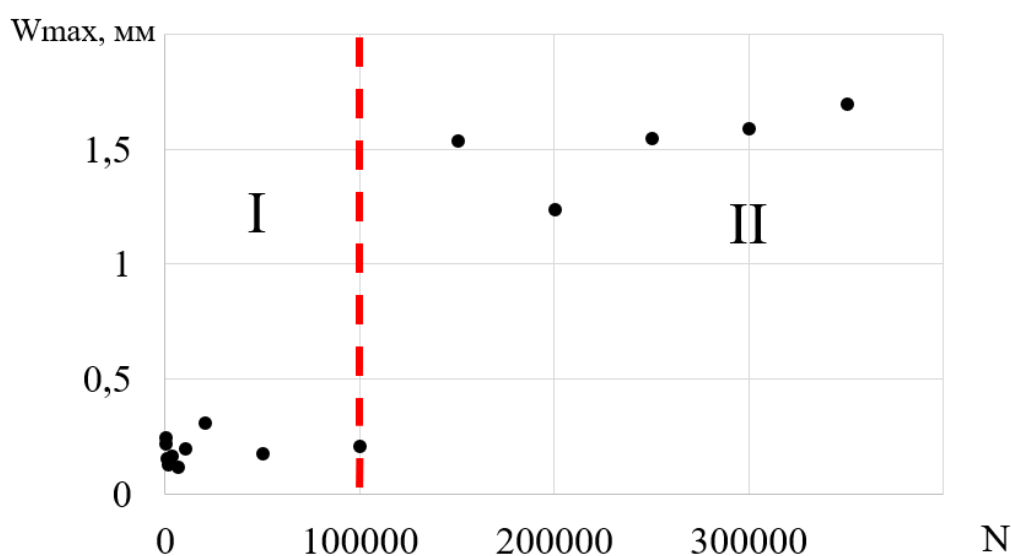


Рисунок 36 - Зависимость максимального прогиба
от количества циклов нагрузки

Результаты диагностики развития повреждений методом акустической эмиссии

Изменение внутренней структуры образцов материала в ходе испытаний отражают результаты акустико-эмиссионной диагностики.

Рисунки 37 - 40 иллюстрируют результаты проведенного акустико-эмиссионного мониторинга целостности образца 5040.UMT.241.12.

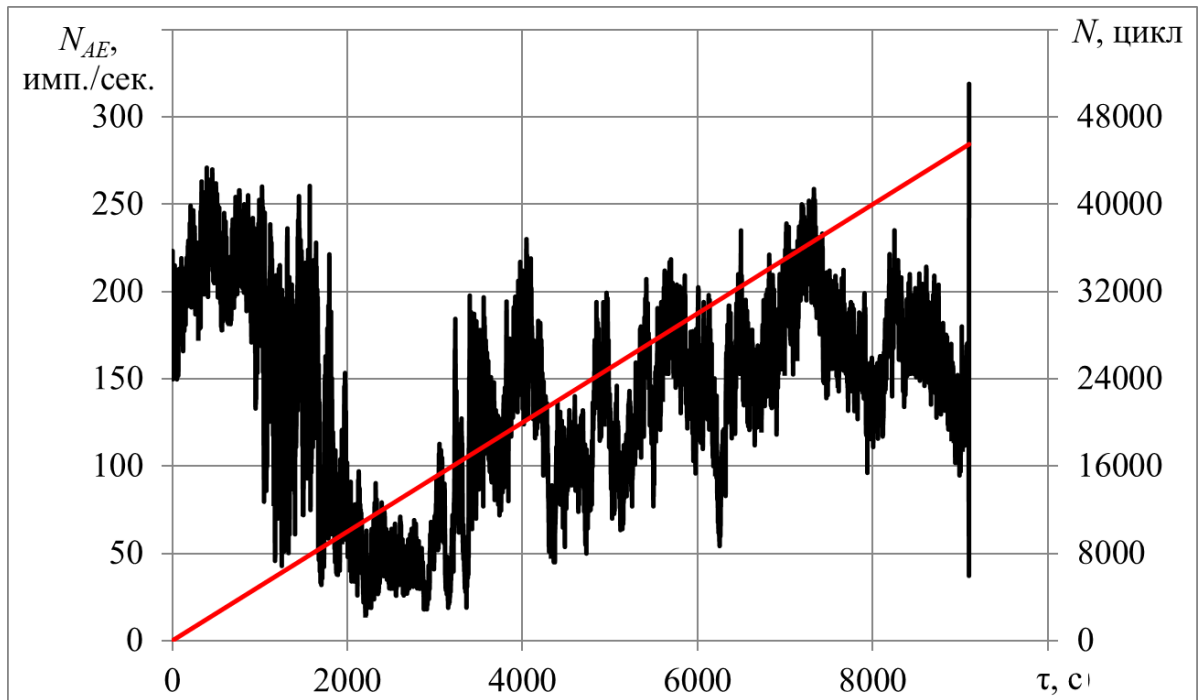


Рисунок 37 - Частота импульсов акустической эмиссии по времени испытания (черная линия) и количество циклов нагрузки (красная линия)

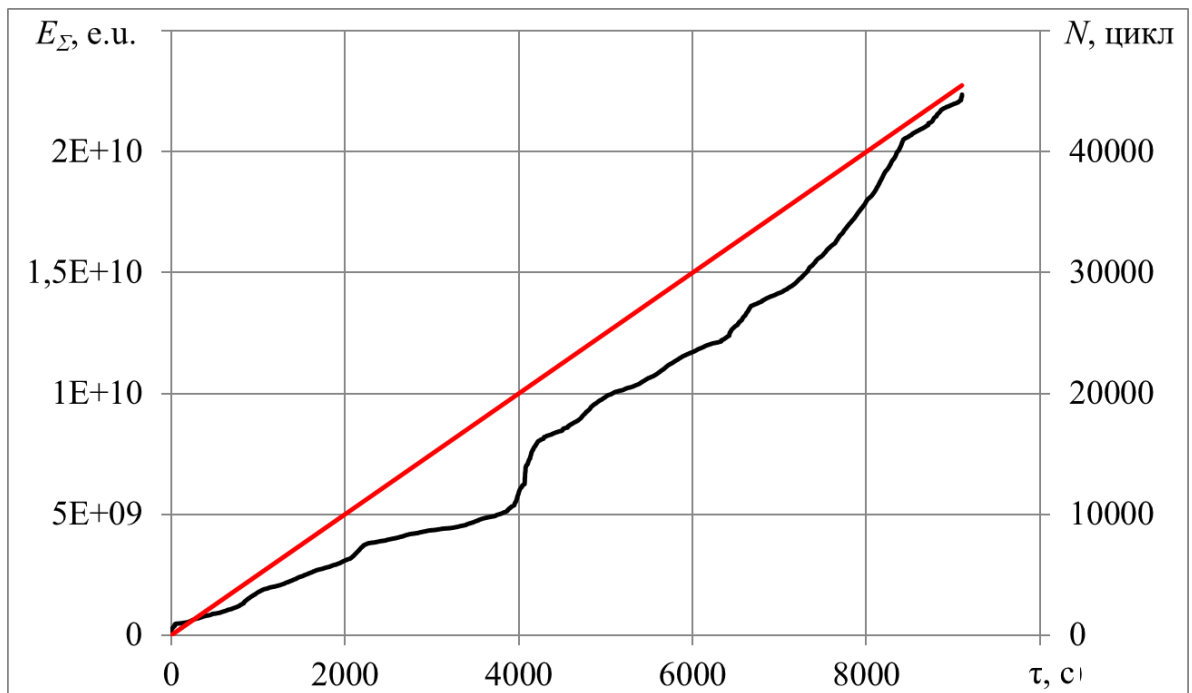


Рисунок 38 - Кумулятивная энергия импульсов АЭ (черный) и количество циклов нагрузки (красный) в зависимости от времени испытания

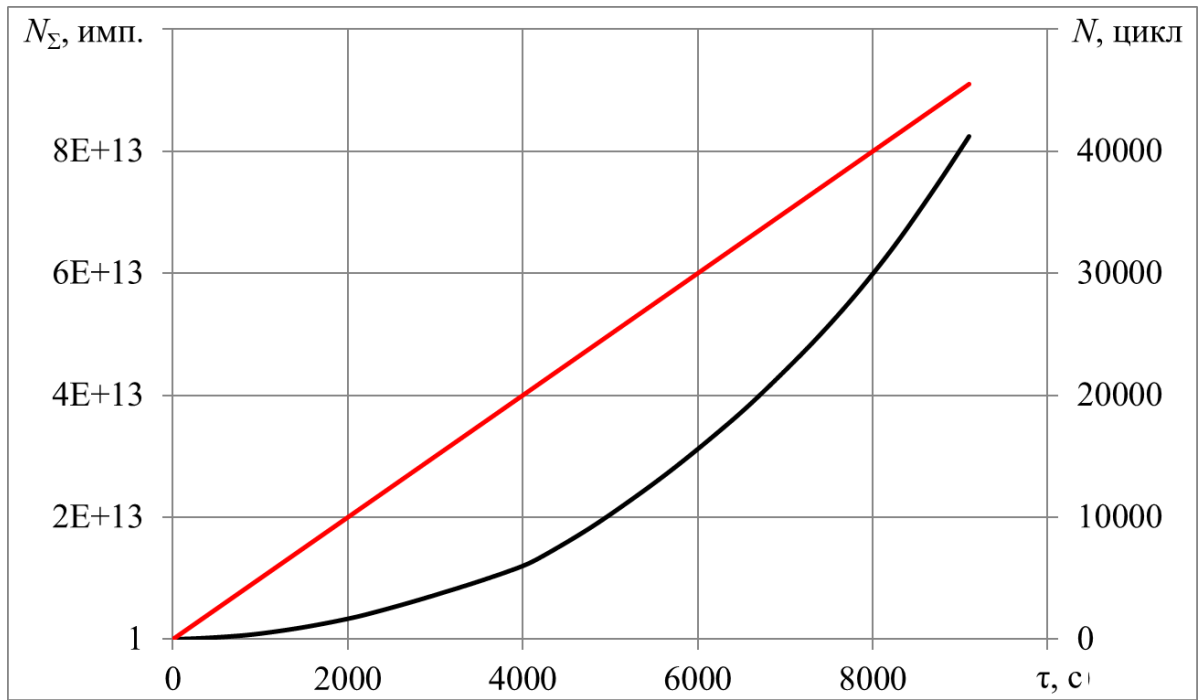


Рисунок 39 - Суммарное количество импульсов (черный) и количество циклов нагрузки (красный) в зависимости от времени испытания
в зависимости от времени испытания

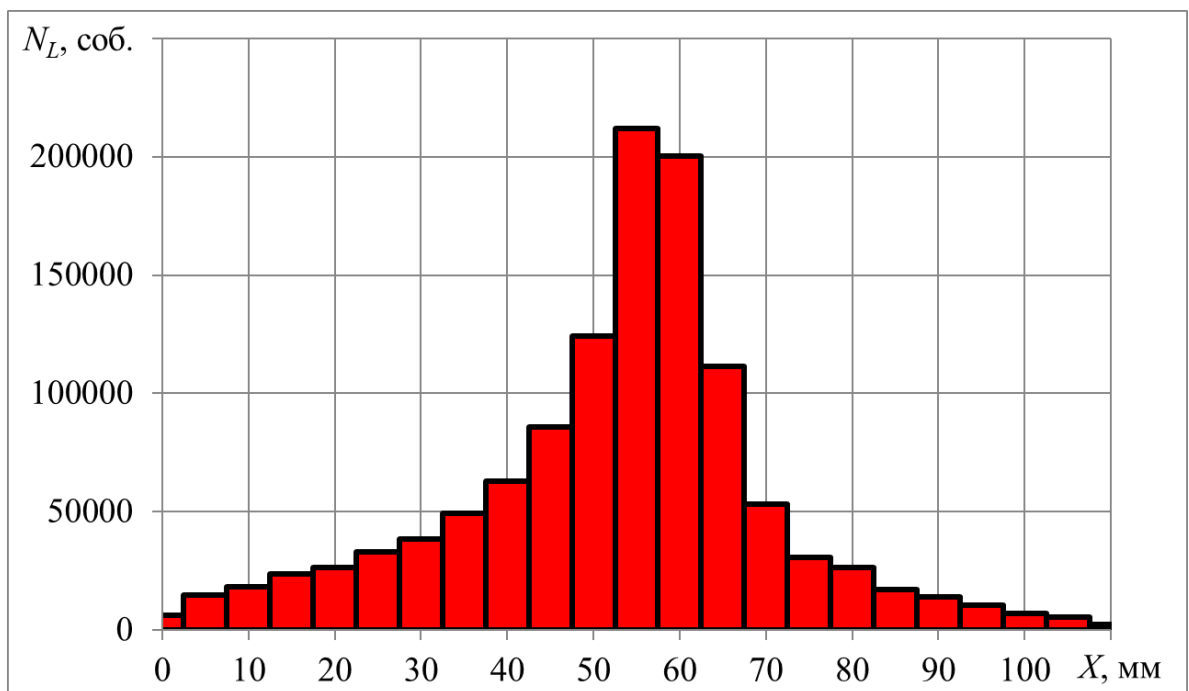


Рисунок 40 - Распределение количества событий АЭ по длине образца

Из Рисунке 37 заметны две характерные фазы роста повреждения в образце: до $\tau = 2000$ секунд и после. Первая фаза связывается с появлением роста расслоения.

Рисунки 38 и 39 иллюстрируют рост повреждаемости образца. Повреждаемость образца накапливается с ускорением к моменту его полного разрушения.

Основные акустико-эмиссионные события происходят в зоне ударного повреждения (Рисунок 40). События АЭ вне зоны ударного повреждения соответствует рассеянному накоплению повреждений в композите.

Теоретический анализ роста расслоений в испытаниях ПКМ

Теоретический анализ роста расслоений в испытаниях ПКМ состоял в оценке потенциального места зарождения расслоения при нагружении циклическим сжатием в образце 5040.UMT.241.01. Исходная картина распределения расслоений по толщине образца зарегистрирована в результате неразрушающего контроля образца 5040.UMT.241.01 после удара.

Глубина залегания критического расслоения определена по следующему алгоритму на основе зарегистрированного распределения расслоений в образце после удара:

1. Каждое зарегистрированное расслоение привести к эллипсу с осями $2a$ и $2b$ (Рисунок 41). Ось эллипса, соответствующая стороне $2b$, ориентирована поперек действующей нагрузки цикла ε_x и является направлением роста расслоения при действии циклической нагрузки.

2. Для каждого приведенного расслоения рассчитать обобщенную силу, продвигающую расслоение $G(b, \varepsilon)$, и обобщенную силу сопротивления росту расслоения $\Gamma_b(b)$.

3. Для каждого приведенного расслоения рассчитать деформацию потери устойчивости отслоения ε^* по уравнениям (23).

4. Выявить критические расслоения, в которых высоки значения фактора начала роста расслоения $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ и малы величины деформации потери устойчивости отслоения ε^* . Глубину залегания расслоения h , используемую в

расчете $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$, определить на основе результатов ультразвукового контроля и данных по укладке образца. Выбрать глубину h , соответствующую ближайшей границе монослоев.

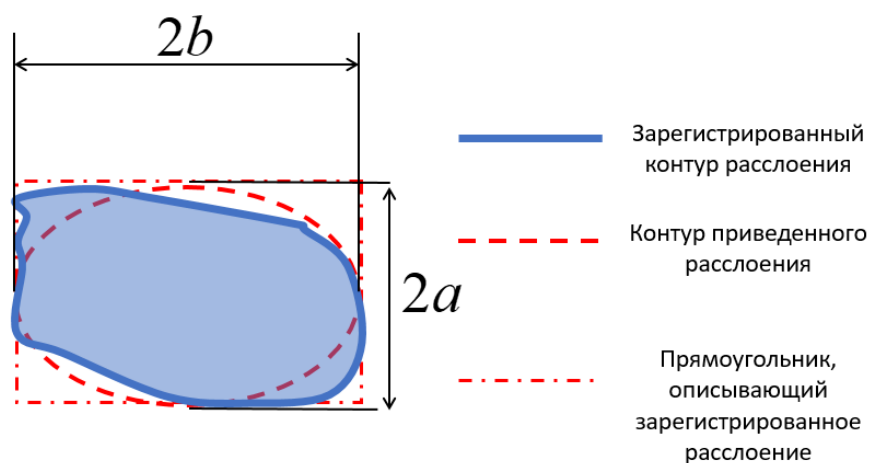


Рисунок 41 - Схема приведения зарегистрированного расслоения к эллиптической форме

Результаты использования алгоритма для анализа расслоений в образце 5040.UMT.241.01 приведены в Таблице 12 и на Рисунке 42.

Таблица 12 - Результаты анализа начала роста расслоения в образце
5040.UMT.241.01

Толщина отслоения h , мм	Фактор инициации роста расслоения $\frac{G(b, \varepsilon_{\max})}{\Gamma_b}$	Критическая деформация $\varepsilon^* \cdot 100$, %	Наличие роста расслоения
0,52	0,05	0,04	Нет
0,78	0,09	0,1	Нет
0,91	0,06	0,08	Нет
1,43	0,1	0,16	Нет
1,69	0,23	0,17	Нет
2,21	0,09	0,29	Нет
1,43	0,13	0,13	Нет
0,91	0,08	0,07	Нет
0,57	0,11	0,002	Да

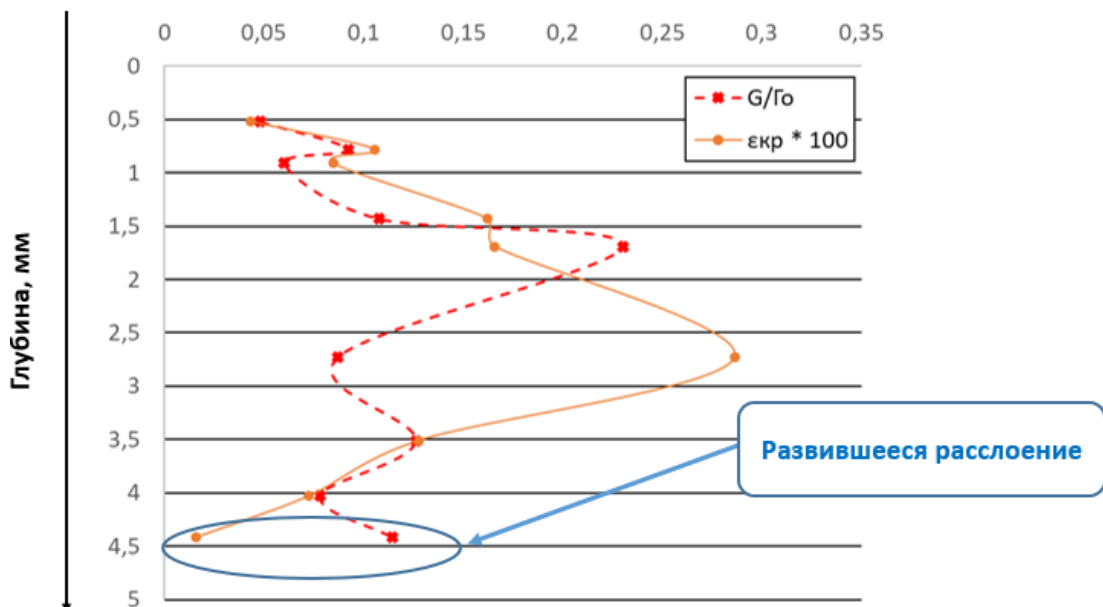


Рисунок 42 - Фактор начала роста расслоения и критической деформации отслоений в зависимости от толщины образца 5040.UMT.241.01

Из Таблицы 12 и Рисунка 42 видно, что расслоение, для которого выявлен рост в результате приложения циклической нагрузки, имеет высокий фактор роста $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ и минимальную для всех отслоений деформацию потери устойчивости ε^* . Таким образом, два фактора, вычисляемые с помощью предложенного алгоритма, достоверно определяют критическую конфигурацию ударного повреждения.

4.2 Заключение по Главе 4

1. Проведены испытания и неразрушающий контроль образцов с ударным повреждением.

2. Решены задачи послойной регистрации роста расслоений в образце из ПКМ при действии циклических нагрузок, включая выявление качественных и количественных характеристик роста поврежденности композитного образца.

3. На основе анализа результатов испытаний и неразрушающего контроля установлено, что:

- Ударные воздействия с одинаковой энергией приводят к схожей картине распределения отслоений по толщине образца.

- Теоретический анализ, основанный на уравнениях математической модели Главы 2, позволяет предсказать расположение места зарождения расслоения.

- На основе анализа экспериментальных данных об изменении характеристик затухания ультразвукового сигнала и результатов акустико-эмиссионной диагностики образцов выявлено, что наряду с ростом расслоений циклическое нагружение образцов после удара вызывает интенсивное развитие внутрислойных повреждений, таких как растрескивание матрицы и разрывы волокон. Вывод относится ко всему объему материала внутри и вне области зарегистрированного расслоения.

- События, связанные с возникновением и ростом расслоения, не

регистрируются при контроле податливости образца во время прочностных испытаний, однако их фиксируются методом корреляции цифровых изображений и акустико-эмиссионной диагностикой. Отмечено, что податливость образца по мере наработки циклов нагрузки монотонно увеличивалась. Данное заключение свидетельствует о развитии процесса усталостного износа ПКМ во время испытаний.

Результаты экспериментов на циклическое сжатие образцов с имеющимися ударными повреждениями служат основой для построения новых эмпирических зависимостей мер поврежденности композита и составляют практическую значимость исследований настоящей диссертационной работы.

Глава 5 Метод расчетной оценки живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением при действии циклических нагрузок

В Главе изложены положения метода расчетной оценки эксплуатационной живучести композитных элементов конструкции, работающих в условиях циклического сжатия, приведены уточнения по процедуре приведения ударного повреждения к заложенному расслоению эллиптической формы и даны уравнения для расчета матриц жесткости эквивалентной ортотропной пластины.

5.1 Основные положения метода расчетной оценки эксплуатационной живучести сжатых композитных элементов конструкции

Разработан пошаговый алгоритм расчетной оценки эксплуатационной живучести композитных элементов конструкции:

1. Определить параметры стационарного сжимающего цикла нагрузки на элемент конструкции. Цикл нагрузки задается минимальной $\varepsilon_{\min}$ и максимальной $\varepsilon_{\max}$ деформацией сжатия. Для аналитических расчетов значение $\varepsilon_{\max}$ соответствует минимальной нагрузке цикла, взятой по абсолютному значению.

2. Определить критическую конфигурацию заложенного эллиптического расслоения.

2.1. Для заданных размеров отслоения в плане и каждой границы монослоев по глубине провести расчет величины критической деформации ε^* по формуле (23).

2.2. Если значение величины критической деформации ε^* меньше минимальной действующей деформации цикла нагрузки $\varepsilon_{\min}$, взятой по абсолютному значению, то для заданной толщины отслоения h определить фактор роста расслоения $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$.

2.3. Для анализа скорости и длительности роста отслоения выбрать отслоение с заданными приведенными размерами в плане a, b (Рисунок 41) и глубиной h , соответствующее максимальному значению $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$.

3. Определить границу роста повреждения исходя из регламентированных размеров повреждения по критерию контролепригодности, размеров повреждения, соответствующих границе квазиравновесного роста и размеров, снижающих остаточную прочность конструкции ниже допустимого уровня. После исследования всех вариантов для расчета живучести выбрать минимальное значение границы роста повреждения.

4. Применить уравнение скорости роста расслоения, аналогичное (36) и (41):

$$\frac{db}{dn} = \frac{\rho}{\beta^m} \frac{[g_{\Delta}(b, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min})]^m}{[1 - g_{\max}]^{1/\alpha}}, \quad b(0) = b_0, \quad (44)$$

где b_0 – начальный размер расслоения, соответствующего критической конфигурации,

$$g_{\Delta}(b, \varepsilon_{\max}, \varepsilon_{\min}) = \frac{(\sqrt{G(b, \varepsilon_{\max})} - \sqrt{G(b, \varepsilon_{\min})})^2}{\Gamma_0}, \quad g_{\max} = \frac{G(b, \varepsilon_{\max})}{\Gamma_0}.$$

Параметры уравнения скорости роста ρ, β, m, α определить путем обработки результатов стандартных испытаний на циклическую сопротивляемость расслоению по первой моде [14, 49, 106].

5. Решить уравнение скорости роста расслоения методами численного интегрирования. Найти величину длительности роста $\Delta N|_{b_0}^{b_f}$ от начального размера заложенного расслоения b_0 до критического размера b_f .

6. Живучесть элемента конструкции определить как длительность роста, деленную на коэффициент η надежности расчета: $\Delta T = \frac{\Delta N|_{b_0}^{b_f}}{\eta}$. Коэффициент надежности расчета η для композитных элементов принимает значения в

диапазоне $\eta \in [20, 100]$ в зависимости от накопленного опыта по расчету и испытаниям на прочность конкретного типа образца композиционного элемента конструкции [39, 112].

Способ выбора критической конфигурации элемента с заложенным расслоением по критерию минимума живучести основан на том, что максимальный фактор роста $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ достигается при максимальном поперечном размере расслоения b и увеличивается с ростом b в процессе действия стационарной циклической нагрузки.

Определение геометрических параметров приведенного к эллипсу критического отслоения в плоскости пакета проводится на основе связи между энергией удара, площадью пятна повреждения и его поперечного размера, изложенной в альбоме ударов в соответствии с требованиями [25, 26]. Разработанная схема приведения расслоения к эллиптической форме схематично показана на Рисунке 41. Исходя из схемы на Рисунке 41, поперечный размер приведенного расслоения равен размеру пятна повреждений поперек направления циклической нагрузки сжатия, а продольный размер вычисляется исходя из максимальной площади пятна расслоений для заданной энергии удара.

5.2 Определение критической конфигурации повреждения для проведения расчетной оценки

Для расчетной оценки живучести с использованием уравнений, приведенных в Главе 2, требуется представление о геометрических параметрах повреждения, приведенного к заложенному расслоению на определенную глубину слоистого пакета.

Требуемая информация добывается путем проведения эксперимента по низкоскоростному ударному воздействию по известным стандартам испытаний [14, 106]. После нанесения удара проводится неразрушающий контроль

поврежденного композитного элемента с выявлением геометрии повреждения. Детализированная картина распространения повреждений в ПКМ получается с помощью рентгеновской томографии и микроскопии шлифов, что позволяет определять характеристики расслоений, растрескивание полимерной матрицы, расщепления, разрывы и складывания (кинки) армирующих волокон [32, 120]. Несмотря на полноту выходных данных, перечисленные процедуры неразрушающего контроля требуют наличия дорогостоящего оборудования и программного обеспечения, наличия квалифицированного персонала и существенных временных затрат. Также, детальное сканирование образца за одно сканирование проводится в малом объеме материала. На практике геометрические параметры ударного повреждения в форме расслоений получают скрининговыми методами: УЗК, инфракрасной термографией, шерографией, импедансным акустическим методом. Глубину залегания расслоений в ПКМ из перечисленных методов позволяет определять эхо-импульсный УЗК, картируя дефект по толщине пакета в привязке к номинальным координатам границ между слоями. Эхо-импульсный УЗК позволяет обнаружить расслоения с учетом теневого эффекта, то есть загораживания полной площади внутренних расслоений внешними, находящимися на пути прохождения ультразвукового сигнала.

В настоящее время развиваются подробные численные модели для расчета низкоскоростного ударного повреждения. Наибольшее распространение получил метод конечных элементов (МКЭ). В многочисленных работах показано, что с помощью подробной конечно-элементной модели, в которой каждый монослой композиционного материала дискретизируется твердотельными элементами, а граница между монослоями имеет свойства, задаваемые по когезионному закону, рассчитывается картина повреждений, геометрически сходная с экспериментом, и определяется остаточную прочность конструкции на сжатие. Преимуществом моделирования по сравнению с экспериментом является то, что на валидированной модели впоследствии проводится расчет ПКМ с ударным повреждением произвольной толщины и укладки, тогда как натурные испытания ограничены максимальными усилиями испытательной установки.

Как экспериментальным путем, так и расчетным, конфигурация критического повреждения определяется в прямой зависимости от энергии удара, с использованием специального анализа. Принимается, что критическая конфигурация повреждения соответствует максимальной ожидаемой энергии для заданного типа повреждения (BVID, VID-I, VID-II). Таким образом определяется только критическая конфигурация повреждения с точки зрения величины остаточной статической прочности, и полученная конфигурация в общем случае не соответствует критической по критерию живучести при действии циклических нагрузок. С другой стороны, методы получения критической конфигурации повреждения по критерию статической прочности неэффективны в случае рассмотрения живучести при действии циклических нагрузок, так как требуется проведение длительных натурных экспериментов. Расчетное определение критической конфигурации повреждения по критерию живучести на данный момент изучено недостаточно. Рационально искать критическую конфигурацию ударного повреждения для расчета живучести с помощью введения определенных гипотез, сокращающих область возможных решений без ущерба точности вычислений. Ниже предлагаются гипотезы и алгоритм поиска критической конфигурации ударного повреждения по критерию живучести.

Алгоритм поиска критической конфигурации ударного повреждения с учетом локального сдвига

Поиск критической конфигурации МЗУП по критерию живучести производится математически в виде решения задачи параметрической оптимизации графическим путем.

Оптимизируемые параметры – длина осей эллипса расслоения и глубина его залегания. Длины осей эллипса связаны допустимой площадью дефекта, соответственно категориям BVID, VID-I, VID-II, критическая глубина выбирается из условия максимизации связанных деформаций сдвига в пакете под отслоением, что эквивалентно максимизации отношения матриц мембранной

жесткости $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ в случае действия только осевых сжимающих деформаций вдоль продольной оси ε_x .

Далее пошагово определен алгоритм для поиска критической конфигурации МЗУП по критерию живучести для случая нагружения продольными циклическими сжимающими деформациями с максимальным абсолютным значением $\varepsilon_{\max}$:

1. Задать укладку слоистого пакета, упругие характеристики монослоя, максимальную действующую сжимающую деформацию цикла нагрузки $\varepsilon_{\max}$.
2. Задать ограничения в виде максимальной допускаемой площади расслоения для выбранного типа повреждения S_{don} и допускаемой глубины его залегания h_{lim} , определяемой ограничениями балочной теории. В соответствии с последним ограничением, принять, что отношение осей эллипса $2a, 2b$ к толщине отслоения h не должно быть меньше 10: $\frac{\{2a, 2b\}}{h} \geq 10$

3. Для каждого значения толщины отслоения, соответствующего вертикальной координате границы между слоями, измеряемой от наружной поверхности:

3.1. Определить параметры a, b , при которых фактор начала роста расслоения $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ при действующей $\varepsilon_{\max}$ максимален. Для решения задачи используются методы параметрической оптимизации, такие как метод градиентного спуска. Для расчета $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ используются уравнения Главы 2, поэтому задача оптимизации решается аналитически.

3.2. Пункт 3.1 выполнить для всех глубин отслоений, меньших допускаемой $h_i < h_{lim}$, где i - номер границы монослоя, начиная с поверхности нанесения удара.

3.3. Определить параметр h , при котором максимален фактор влияния сдвига $\frac{A_{16}}{A_{11}}$, рассчитанный для части композитного пакета, расположенного под отслоением. Для решения поставленной задачи используются численные методы параметрической оптимизации, такие как метод градиентного спуска или метод Нелдера-Милда (Nelder-Mead) [75, 92]. Для расчета $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ используются уравнения теории тонких слоистых пластин, приводимые далее в тексте диссертации. Задача оптимизации предполагает численное решение ввиду отсутствия аналитического выражения для зависимости типа $\frac{A_{16}}{A_{11}}(h)$ в явном виде.

3.4. Критическая глубина залегания расслоения h_{cr} будет соответствовать координате границы монослоев, для которой максимальны отношения $\frac{G(b, \varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ и $\frac{A_{16}}{A_{11}}$.

Обоснование гипотезы влияния деформаций сдвига

Наблюдаемое на практике эксплуатации композитных конструкций и в лабораторных экспериментах прогрессирующее повреждение ПКМ является ростом расслоения. В случае рассмотрения циклически сжатых элементов конструкции с заложенными расслоениями развитие дефекта реализуется при условии потери устойчивости отслоения (Глава 2). В ряде экспериментов выявлено, что заложенное расслоение растет либо достаточно медленно для его учета на практике, либо растет скачкообразно, в зависимости от уровня действующих циклических деформаций. В силу того, что отслоение пакета ПКМ достаточно тонкое, то существенного перераспределения нагрузок в зоне дефекта не возникает, и остаточная статическая прочность композитного элемента сохраняется с ростом расслоения. В свою очередь, наличие растущего расслоения в композитном элементе приводит к накоплению поврежденности. Выполненный

автором диссертации анализ опубликованных в открытой печати сведений позволяет заключить, что точные механизмы, приводящие к итоговому разрушению композитного элемента под действием циклического сжатия на сегодняшний день не определены. Однако в ряде неразрушающих исследований образцов с МЗУП с применением детальной диагностики методами рентгеновской компьютерной томографии и сканирующей электронной микроскопии в зоне повреждения выявлены следующие доминирующие формы разрушения: растрескивание матрицы и складывание (кинк) волокон [32, 120].

При действующей нагрузке в композитном элементе со МЗУП возникает концентратор напряжений, и происходит перераспределение деформаций в зоне пятна расслоений, которое эквивалентно наличию упругого включения [85, 86]. Таким образом, в пакете ПКМ возникают поперечные растягивающие и сдвиговые деформации (Рисунок 43), отвечающие за последующее растрескивание матрицы.

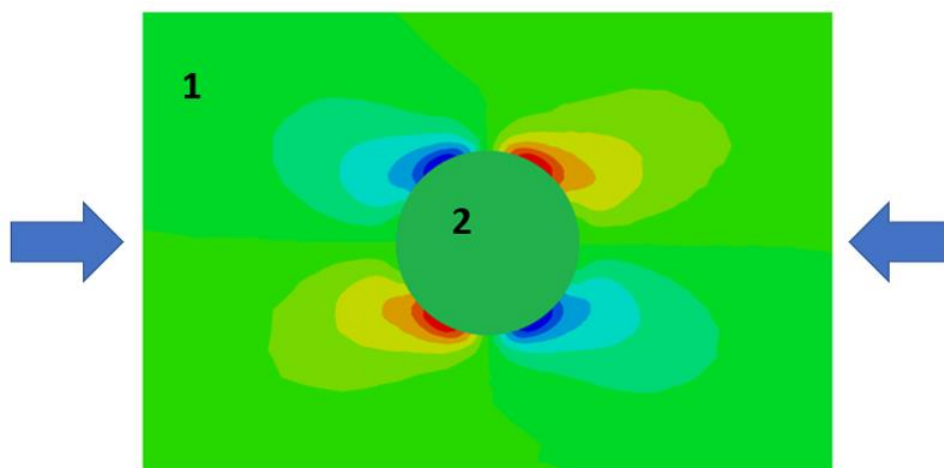


Рисунок 43 - Зоны возникновения сдвиговых потоков сил при действии продольного сжатия в области упругого включения с пониженными механическими характеристиками. **1** – регулярная зона образца
2 – зона с пониженными механическими характеристиками

Композитный элемент конструкции, работающий на продольное сжатие проектируют с «жесткой» укладкой, в которой преобладают слои ПКМ с ориентацией 0° вдоль действия основной, сжимающей, нагрузки, а относительное количество поперечных слоев с ориентацией 90° в таких пакетах минимизируют до допускаемых 10%. Возникающие на практике неучтенные деформации сдвига и поперечного растяжения пакета начинают восприниматься структурой ПКМ неэффективно. При действии циклических деформаций поперечного растяжения и сдвига, происходит деградация механических свойств материала из-за возникающего растрескивания, в том числе снижается величина модуля сдвига в плоскости пакета. Модуль сдвига в плоскости пакета напрямую влияет на значение статической прочности при продольном сжатии [57, 58], следовательно остаточная прочность на сжатие пакета ПКМ после действия циклических нагрузок снижается вследствие растрескивания полимерной матрицы и падения величины модуля сдвига. Чем больше действующие деформации сдвига в элементе из ПКМ с МЗУП, тем быстрее он потеряет прочность. Количественно оценивается влияние возникающих деформаций сдвига по расчету соотношения матриц $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ мембранной жесткости для части пакета ПКМ под отслоением – основного элемента [8].

Ниже приводится порядок расчета отношения $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ согласно теории тонких слоистых пластин.

Порядок расчета элементов мембранной матрицы жесткости слоистого пакета

Выражения ниже приводятся в системе координат монослоя ПКМ, [17, 32, 57, 58] (Рисунок 44)

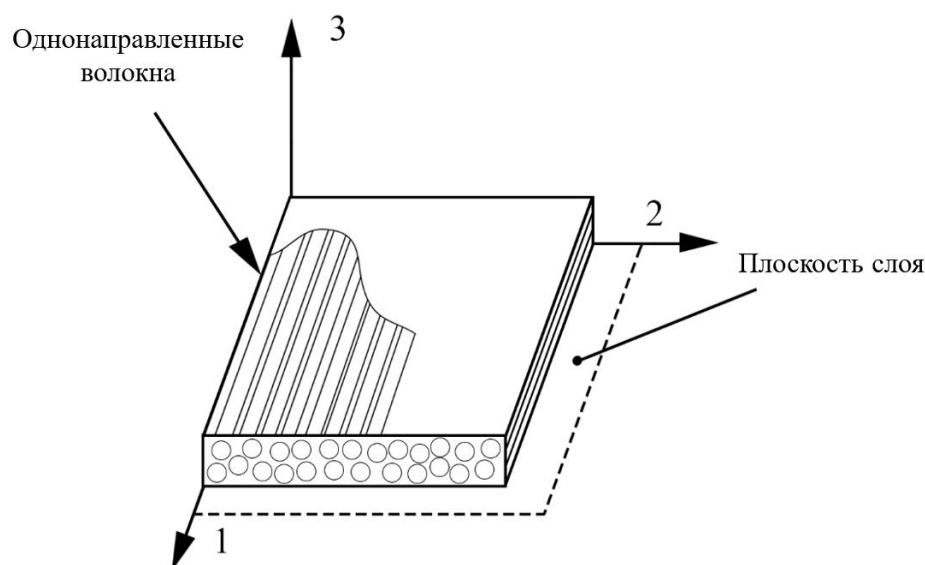


Рисунок 44 - Локальная система координат монослоя ПКМ

Аналитическое выражение упругой реакции пакета ПКМ основывается на физических соотношениях отдельного композитного слоя, которые представляют собой уравнения, выражающие зависимость напряжения от деформаций:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}. \quad (45)$$

где Q_{ij} – компоненты матрицы жесткости слоя.

Уравнение (43) приведено в расширенной матричной форме и справедливо, если напряжение в направлении толщины слоя равно нулю ($\sigma_{33} = 0$), то есть при плоском напряженном состоянии. Матрица жесткости для плоского напряженного состояния называется сокращенной и неприменима к трехмерному расчету НДС. Для тонкостенных композитных конструкций гипотеза плоского НДС не уменьшает точности результатов, но значительно упрощает подходы и расчетные зависимости. В терминах свойств материала, также называемых *техническими константами*, компоненты сокращенной матрицы жесткости выражаются как:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}.$$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}. \quad (46)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}.$$

$$Q_{66} = G_{12}.$$

Для оценки ν_{21} используется свойство симметрии матрицы жесткости (где соответствующие внедиагональные члены равны, $Q_{12} = Q_{21}$):

$$\frac{\nu_{21}}{E_2} = \frac{\nu_{12}}{E_1}. \quad (47)$$

Свойства симметрии матрицы жесткости $[Q]$ использовано в выражении (45), где компонент Q_{12} находится в обеих строках матрицы: Q_{12} вместо Q_{21} во второй строке. Условие симметрии становится очевиднее, когда соотношение (45) выражается в терминах технических констант.

Тогда, подставляя (46) в (45):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}. \quad (48)$$

Направления укладки слоев материала в пакете ПКМ являются ориентациями композитных слоев в системе координат пакета. Угол укладки каждого слоя измеряется в соответствии с направлением армирующих волокон относительно оси OX системы координат пакета (Рисунок 45). На практике используются направления укладки слоев материала 0° , $\pm 45^\circ$ и 90° . Далее по тексту толщины слоев t_k в выбранном направлении k обозначаются в соответствии с Таблицей 13., t_1 — означает суммарную толщину всех слоев, ориентированных под углом 0° к оси OX системы координат пакета. Величина t_k представляет собой сумму толщин всех слоев в пакете с одной ориентацией.

Таблица 13 - Обозначения направлений укладки

Ориентация слоя	Обозначение
0°	1
+45°	2
-45°	3
90°	4

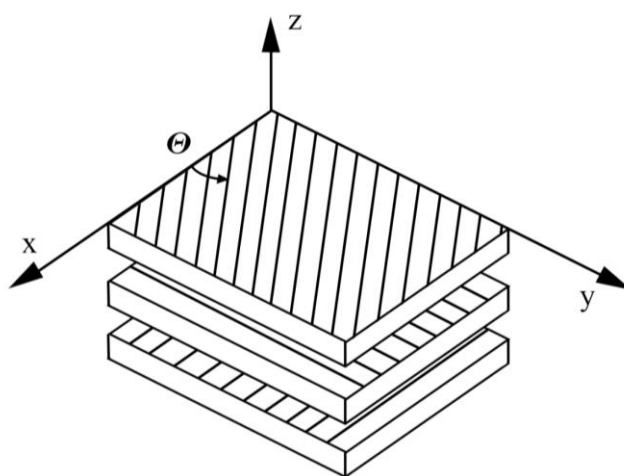


Рисунок 45 - Система координат пакета ПКМ

Для использования композитных слоев с различной ориентацией материала в системе координат пакета, являющейся системой координат композитной панели, необходимо оценить механические свойства каждого слоя в системе координат XYZ ПКМ с помощью процедуры трансформации приведенной матрицы жесткости:

$$[\bar{Q}] = [T^{-1}][Q][R][T][R^{-1}], \quad (49)$$

где $[\bar{Q}]$ - преобразованная приведенная матрица жесткости слоя в заданном направлении,

$[T]$ – матрица перехода,

$[R]$ – матрица Рейтера.

Для каждого набора слоев одного направления укладки существует своя матрица $[\bar{Q}]$.

Матрица перехода преобразует тензорные величины из одной системы координат в другую:

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix}, \quad (50)$$

где $m = \cos \theta$, $n = \sin \theta$.

Матрица перехода T оперирует только с тензорными компонентами напряжений и деформаций. В случае деформации сдвига тензорная компонента равна половине *технической* деформации сдвига, используемой в физических соотношениях, то есть $\frac{1}{2}\gamma_{12}$. Для физических соотношений, аналогичных (45), требуется техническая деформации сдвига γ_{12} . Перевод в техническую деформацию сдвига осуществляется с помощью матрицы Рейтера $[R]$ в уравнениях (51) – (53).

Для удобства при расчетах композитного пакета используются условные обозначения, приведенные в Таблице 14.

Матрица Рейтера $[R]$ преобразует тензорную деформацию сдвига ε_{12} в техническую деформации γ_{12} . Уравнения (51) – (53) дополняют уравнение (49):

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix}. \quad (51)$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}. \quad (52)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{11} & 0 \\ Q_{11} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & 2Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix} = [Q][R] \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix}. \quad (53)$$

На практике укладку композитного пакета представляют процентным соотношением слоев каждой ориентации относительно общей толщины пакета ПКМ. Примеры процентного задания типовых укладок приводятся в Таблице 14. В Таблице 15, [50,40,10] означает, что в композитном пакете имеется 50% слоев с ориентацией 0° , 40% слоев с ориентацией $\pm 45^\circ$, 10% слоев с ориентацией 90° от общего количества слоев. Таким образом, упругие свойства пакета определяются, не зная точного количества монослоев одной ориентации.

Таблица 14 - Типовые укладки композита в процентном представлении

Жесткая	[50,40,10]
Квазиизотропная	[25,50,25]
Мягкая	[10,80,10]

Из известной укладки пакета ПКМ в процентном представлении выводятся упругие свойства пакета ПКМ. Рассчитывается матрица мембранной жесткости пакета:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^k t_k, \quad (54)$$

где:

A_{ij} – компоненты матрицы мембранной жесткости пакета;

k – индекс направления ориентации материала ($k = 1, 2, 3, 4$);

$\bar{Q}_{ij}^k$ - преобразованная приведенная жесткость материала в направлении k ;

N – общее количество направлений материала в пакете;

t_k – суммарная толщина всех слоев материала k -ого направления.

Процентное содержание слоев определяется как:

$$\bar{t}_k \cdot 100\% = \frac{t_k}{t} \cdot 100\% , \quad (55)$$

где:

$\bar{t}_k$ – относительная суммарная толщина слоев материала k -ого направления;
 t - толщина пакета.

Базируясь на определении относительной суммарной толщины $\bar{t}_k$ всех слоев материала в k -ом направлении, рассчитываются компоненты матрицы *относительной мембранной жесткости* пакета:

$$\bar{A}_{ij} = \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^k \bar{t}_k , \quad (56)$$

где:

$\bar{A}_{ij}$ – компоненты матрицы относительной мембранной жесткости пакета ПКМ.

Величина $\bar{A}_{ij}$ по размерности эквивалента модулям упругости и рассчитывается при известном процентном соотношении укладки ПКМ без информации об абсолютных толщинах каждого слоя и пакета, что ускоряет процедуру расчета упругих констант отслоения и основного элемента.

Запишем соотношение между напряжениями и деформациями, используя относительную матрицу жесткости $\bar{A}_{ij}$:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} & \bar{A}_{16} \\ \bar{A}_{12} & \bar{A}_{22} & \bar{A}_{26} \\ \bar{A}_{16} & \bar{A}_{26} & \bar{A}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (57)$$

Обратная $\bar{A}_{ij}$ матрица является относительной матрицей относительной податливости пакета:

$$\bar{a}_{ij} = \bar{A}_{ij}^{-1}, \quad (58)$$

где $\bar{a}_{ij}$ – компоненты относительной матрицы мембранной податливости пакета.

Мембранные упругие характеристики выражаются через компоненты матрицы относительной мембранной податливости пакета:

$$\begin{aligned} E_x &= \frac{1}{\bar{a}_{11}} \\ E_y &= \frac{1}{\bar{a}_{22}} \\ G_{xy} &= \frac{1}{\bar{a}_{66}} \\ \nu_{xy} &= -\frac{\bar{a}_{12}}{\bar{a}_{11}} \\ \nu_{yx} &= -\frac{\bar{a}_{12}}{\bar{a}_{22}} \end{aligned} \quad (59)$$

Пример определения критической глубины залегания расслоения с учетом локального сдвига

Для примера определения критической глубины залегания расслоения по условиям живучести проанализирован композитный пакет с укладкой из эксперимента (Глава 4). На Рисунке 46 представлены величины, соответствующие фактору несбалансированности пакета $\frac{A_{16}}{A_{11}}$, вычисленному по вышеприведенным выражениям. Фактор несбалансированности пакета определен для части композитного пакета под расслоением, называемой основным элементом.

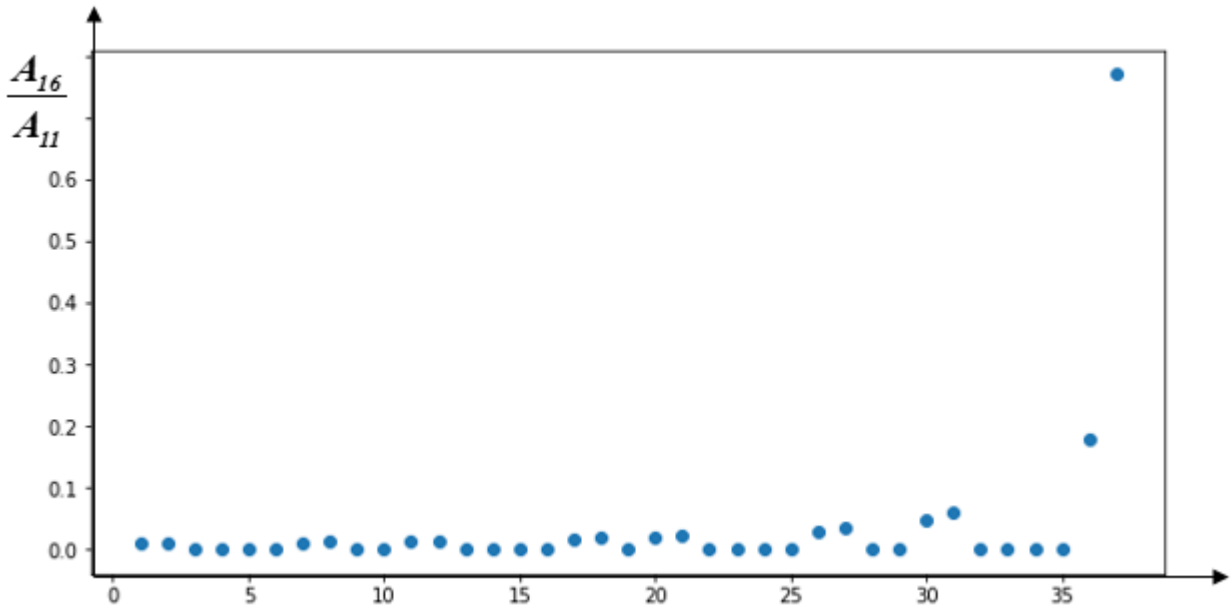


Рисунок 46 - Фактор несбалансированности $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ для основного элемента с укладкой из эксперимента (Глава 4). Числа на горизонтальной оси соответствуют номеру границы между монослоями, начиная со стороны нанесения удара

Из Рисунка 46 следует, что для большинства значений глубин залегания расслоения фактор несбалансированности пакета ПКМ отсутствует ввиду того, что укладка в основном элементе остается сбалансированной ($A_{16} = 0$). Сбалансированность укладки под заложенным расслоением достигается тем, что пакет композитного элемента в соответствии с рекомендациями для практического проектирования набирается из одинаковых пакетов, процентное соотношение слоев с разной ориентацией в которых идентично пакету целиком.

Для отслоений, расположенных непосредственно под поверхностью фактор снижения долговечности $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ увеличивается там, где укладка в основном элементе под расслоением становится несбалансированной и количество слоев с ориентацией 0° сокращается. Максимальные значения фактора снижения долговечности $\frac{A_{16}}{A_{11}}(h)$ достигаются в пакетах под 30-й, 31-й, 36-й и 37-й границами монослоев. Из них, под границей 30 для сбалансированной укладки не

хватает одного слоя 45° , под границей 31 также не хватает одного слоя 45° , но убывает один монослой с ориентацией 0° , уменьшая A_{11} ; под 36-й границей остается два монослоя, 0° и 45° , а под 37-й границей – один монослой с ориентацией 45° , по определению имеющий максимальную несбалансированность.

На основе проведенного анализа заключается, что для использованной в эксперименте укладки ПКМ выбор критической глубины залегания расслоения в зависимости от степени несбалансированности пакета нецелесообразен, ввиду того, что в несбалансированном пакете основного элемента достаточной толщины, для того чтобы воспринять большую часть нагрузки после потери устойчивости отслоения отношение $\frac{A_{16}}{A_{11}}$ незначительно, и связанные со сжатием деформации сдвига не вызывают растрескивания полимерной матрицы при циклических нагрузках.

Для пакетных укладок, где фактор несбалансированности пакета минимален для любой глубины залегания расслоения h , критическую глубину залегания $h_{кр}$ по условиям живучести следует выбирать по алгоритмам, изложенным в Параграфах 5.1 и 4.2 настоящей диссертации.

5.3 Пример использования метода расчетной оценки эксплуатационной живучести

Эффективность разработанного метода расчетной оценки эксплуатационной живучести определена на основе расчета требуемого периода детального осмотра конструкции панели из ПКМ. Механические характеристики отслоения соответствуют укладке пакета $[45^\circ, 0, -45^\circ]_s$ на основе однонаправленного препрега со свойствами монослоя по Таблице 3. Трещиностойкость материала по первой моде выбрана $G_0 = G_{Ic} = 200 \text{ Дж/мм}^2$ [43]. Расчет произведен в соответствии с разработанным пошаговым алгоритмом расчета эксплуатационной живучести :

1. Задан отнулевой цикл сжатия эквивалентной нагрузки типового полета с максимальной деформацией сжатия $\varepsilon_{\max} = 0,125 \%$

2. Заданы начальный размер повреждения $b_0 = 20$ мм и глубина залегания расслоения $h = 0,381$ мм, соответствующая середине заданного пакета ПКМ.

3. В качестве выбора границы роста повреждения рассмотрено два варианта: размер $b_{f1} = 20,327$ мм, соответствующий появлению роста расслоения по ГОСТ [15] и $b_{f2} = 20,5$ мм, соответствующий минимальной границе контролепригодности при обнаружении расслоения по методу УЗК [91].

4. Заданные нагрузка $\varepsilon_{\max}$ и механические характеристики отслоения применены для расчета g_{Δ} и $g_{\max}$ уравнения скорости роста (44). Константы уравнения скорости роста приняты на основании результатов эксперимента [43]:

$$\frac{\rho}{\beta^m} = 1, m = 7,79, \alpha = 2.$$

5. Решение уравнения скорости роста выполнено численно методом Эйлера. В результате решения уравнения и задания границ роста повреждения получены величины количества циклов нагрузки до появления роста расслоения $\Delta N_1 = 507100$ полета, и до обнаружения роста расслоения $\Delta N_2 = 773200$ полета.

6. Оценка периодов детального осмотра конструкции ΔT_1 и ΔT_2 произведена с использованием коэффициента надежности расчета $\eta = 100$ [112].

На основе обработки результатов расчета выявлено, что потребный период детального осмотра конструкции, рассчитанный по количеству циклов ΔT_2 до обнаружения роста расслоения больше на 52% по сравнению с потребным периодом детального осмотра конструкции, рассчитанному по количеству циклов до начала роста расслоения ΔT_1 . Также определено, что при фиксированном целевом периоде детального осмотра конструкции, равном ΔT_1 , допустимая нагрузка типового полета увеличивается на 5% (Рисунок 47).

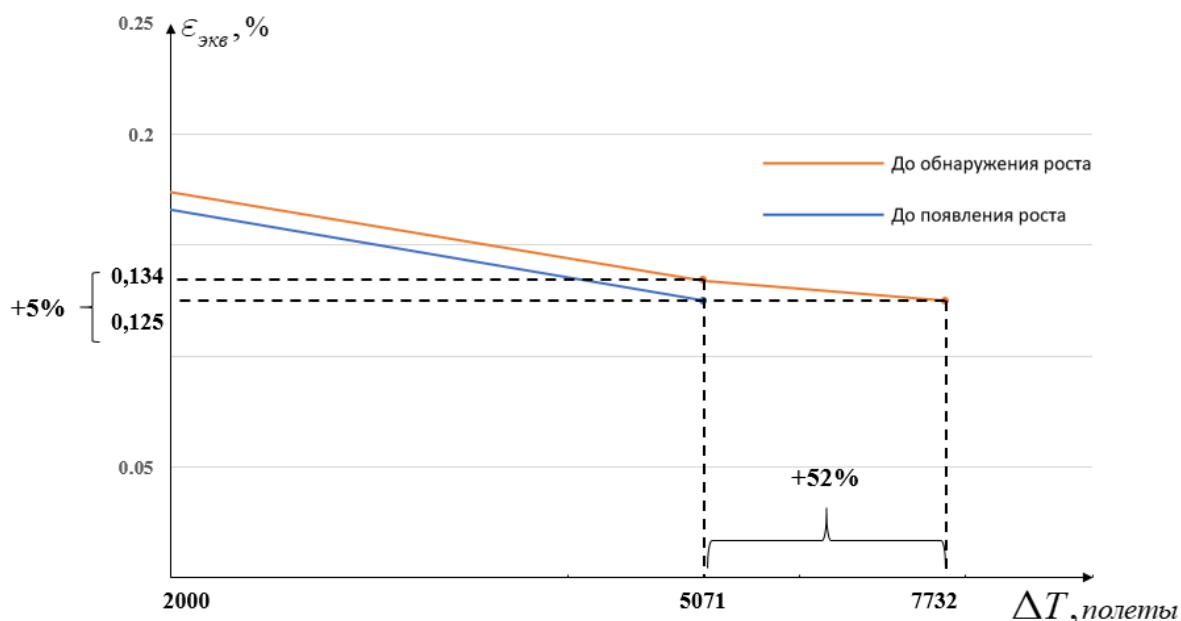


Рисунок 47 - Зависимость периода детального осмотра конструкции от эквивалентной нагрузки типового полета

5.4 Заключение по Главе 5

1. Представлены основные положения нового метода расчетной оценки эксплуатационной живучести элементов конструкции ЛА из слоистых ПКМ. За расчетное уравнение для вычисления скорости роста повреждения при действии сжимающей циклической нагрузке принято выражение, полученное в результате теоретического анализа, выполненного в Главе 2. Параметры расчетного уравнения скорости роста повреждения определяются из стандартных испытаний на сопротивляемость расслоению по первой моде.

2. Разработана концепция выбора критической конфигурации повреждения в слоистом композитном пакете для расчета скорости и продолжительности роста повреждения. Предложено два варианта определения его критической конфигурации. Отмечено, что учет несбалансированности укладки ПКМ для отслоений неэффективен, если укладка композитного элемента конструкции набиралась из повторяющихся пакетов с небольшим количеством слоев. В таком случае, если учет несбалансированности отслоений неэффективен, следует определять критическую глубину залегания расслоения из условия максимизации

фактора роста $\frac{G(b,\varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$. Фактор роста $\frac{G(b,\varepsilon)}{\Gamma_b(b)}$ определяется аналитически с использованием уравнений Главы 2 и численно с использованием подхода Главы 3.

3. Показано, что метод расчетной оценки эксплуатационной живучести позволяет увеличить период детального осмотра конструкции ЛА на 52%, а также увеличить допустимую нагрузку типового полета на 5% при сохранении принятого периода детального осмотра.

Научная новизна данной Главы исследования заключается во вновь разработанном методе расчетной оценки эксплуатационной живучести слоистых композитных элементов конструкции ЛА, работающих в условиях циклического сжатия. С практической точки зрения, разработанный метод позволит на ранних этапах проектирования спрогнозировать живучесть ПКМ с повреждением заданного типа, а также контролировать живучесть в зависимости от укладки пакета. Для эффективного применения метода предложены различные варианты процедуры выбора критической конфигурации повреждения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан метод расчета эксплуатационной живучести несущих панелей планера летательного аппарата из композиционных материалов с ненормируемым ударным повреждением при действии циклических нагрузок сжатия.

Новые научные результаты, полученные в диссертации, состоят в следующем:

1. Сформирована новая математическая модель расчетной оценки живучести сжатых элементов конструкции из ПКМ с ударными повреждениями, включающая уравнение циклического роста расслоения ПКМ и концепцию выбора критической конфигурации ударного повреждения. Достоверность аппроксимации экспериментальных данных уравнением модели составляет $R^2 = 0,82$.

2. Разработан новый метод расчетной оценки живучести сжатых композитных элементов с ударным повреждением при действии циклических нагрузок. Метод позволяет увеличить период детального осмотра конструкции ЛА на 52%, а также увеличить допустимую нагрузку типового полета на 5% при сохранении принятого периода детального осмотра.

3. На основе сформированной математической модели проведено численное моделирование процесса сжатия элемента конструкции из ПКМ с ударным повреждением с целью предсказания длительности роста повреждения и остаточной прочности элемента конструкции, а также обоснования выбора верхней границы размера повреждения. Выявлено, что длительность ускоренного роста повреждения составляет 0,2% от суммарной длительности роста малозаметного повреждения до критического размера.

4. Проведено экспериментальное исследование на циклическое сжатие элементов конструкции из ПКМ с ударным повреждением, выявлены

закономерности роста ударного повреждения. В результате приложения циклического сжатия зафиксирован рост расслоений в образцах в поперечном относительно приложенной нагрузки направлении. Из множественных расслоений, распределенных по глубине образца и полученных вследствие удара, под действием циклического сжатия растет только одно. Зарегистрировано, что типовая площадь пятна расслоений для образцов после удара составляет 16% от площади поверхности образца.

5. Проведено сравнение результатов эксперимента на циклическое сжатие после удара с расчетами по разработанному методу. Подтверждена эффективность разработанного метода. Положение критических расслоений, определенных по глубине залегания и размерам с помощью расчетов по разработанному методу и данных неразрушающего исследования образцов после нанесения удара, совпало с зарегистрированным состоянием образца после приложения циклической нагрузки.

6. Определены методические особенности исследования живучести конструкционных полимерных композитов в условиях циклического сжатия после удара на уровне лабораторных образцов. Возникновение роста расслоений определяется оптическими методами регистрации полей вертикального прогиба отслоений без остановки циклических испытаний. Глубина залегания и размеры в плоскости расслоений образца определяются методом эхо-импульсного ультразвука.

7. Разработано программное обеспечение для определения параметров математической модели расчета живучести элементов конструкции самолета из ПКМ.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Развитие метода на случай сложного, случайного циклического нагружения с учетом климатических условий работы конструкции. Определение и применение комплексной меры поврежденности композитной конструкции. Уточненная мера поврежденности учитывает вклад различных мод разрушения композита: растрескивания, разрывов и складывания волокон.

Полученное уравнение для скорости роста расслоения предполагается использовать для создания пользовательской модели контакта между монослоями ПКМ в конечно-элементных расчетных комплексах. Наличие подобной модели материала позволит перейти от изучения живучести слоистого композита на элементарных образцах к расчету на живучесть конструкции с произвольной конфигурацией внутренних повреждений.

Использованные теоретические основы вывода уравнения скорости роста повреждения представляют богатый потенциал для разработки альтернативных уравнений живучести, материалом для которых могут служить результаты исследования прогрессирующего разрушения композита на мезоуровне и микроуровне с помощью современных средств испытаний и неразрушающего контроля, позволяющими регистрировать изменения микроструктуры материала и получать цифровые поля распределения физических величин в процессе испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алфутов Н. А., Зиновьев П. А., Попов Б. Г. - М.: Машиностроение, 1984. – 264 с.
2. Амбарцумян С. А. Разномодульная теория упругости. – М.:Наука, Глав. ред. физико-математической лит-ры, 1982. – 317 с.
3. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 270 с.
4. Бабаевский П. Г., Салиенко Н. В., Новиков Г. В. Использование экспериментально определенных параметров когезионной зоны при численной оценке устойчивости к расслоению полимерных композитов //Перспективные материалы. – 2019. – №. 3. – С. 74-81.
5. Бакулин В. Н. Методы оптимального проектирования и расчета композиционных конструкций. – Т.2 – М.: Физматлит, 2008. – 256 с.
6. Болотин В.В. К теории замедленного разрушения // Изв. АН СССР. МТТ. - 1981. - № 1. - С. 137-146.
7. Болотин В.В. Объединенная модель разрушения композитных материалов при длительно действующих нагрузках // Механика композитных материалов. - 1981. - № 3. - С. 405 – 420.
8. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композитных материалов // Механика композитных материалов. - 1984. - № 2. - С. 239-255.
9. Болотин В.В. Многопараметрическая механика разрушения // М.:Машиностроение, - 1984. - Вып. 25. - С.12-33.
10. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций. – М.:Машиностроение, 1990. - 447 с.
11. Болотин В.В., Нефедов С.В., Митричев Т.В. Рост отслоений в элементах конструкций из композитов при циклическом нагружении // Механика композиционных материалов и конструкций. - 1997. - Т. 3. - № 1. - С. 3-22.

12. ГОСТ 33495-2015. Межгосударственный стандарт. Композиты Полимерные. Метод испытания на сжатие после удара. – Принят 29.09.2015. – М: Стандартинформ, 2016. – 23 с.
13. ГОСТ 33496-2015. Межгосударственный стандарт. Композиты Полимерные. Метод испытания на сопротивление повреждению при ударе падающим грузом. – Принят 29.09.2015. – М: Стандартинформ, 2016. – 18 с.
14. ГОСТ Р 56793-2015. Национальный стандарт Российской Федерации. Композиты Полимерные. Определение характеристик межслоевой трещиностойкости (вязкости разрушения) при циклическом нагружении по типу I (моду I) однонаправленно-армированных композитов методом испытания на растяжение двухконсольной балки с торцевой трещиной (DCB-Test). – Введен 27.11.2015. – М: Стандартинформ, 2016. – 28 с.
15. ГОСТ Р 56815-2015. Национальный стандарт Российской Федерации. Композиты Полимерные. Метод определения удельной работы расслоения в условиях отрыва G_{Ic} . – Введен 27.11.2015. – М: Стандартинформ, 2016. – 23 с.
16. Димитриенко Ю. И., Соколов А. П. Многомасштабное моделирование упругих композиционных материалов // Математическое моделирование. – 2012. – Т. 24. – №. 5. – С. 3-20.
17. Дудченко А. А. Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов // Изд-во МАИ. – 2002. – С. 50-51.
18. Дудченко А.А., Лурье С.А. Моделирование процессов роста поврежденности и деградации механических свойств слоистых композитов. – М.: Изд-во МАИ. – 2019. – 160 с.
19. Елеонский С. И., Гусев П.Н., Калинин А.Г., Писарев В.С. Раннее накопление повреждений при циклическом нагружении композиционной пластины с отверстием // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. – 2025. – Т. 91. – №. 4. – С. 51-66.

20. Ендогур А. И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ. – 2015. – № 81. – С. 4.
21. Матвиенко Ю. Г., Васильев И.Е., Чернов Д.В., Калинин А.Г., Панков А.В. Структурно-феноменологическая концепция и акустико-эмиссионная диагностика композитных стрингеров в условиях трехточечного изгиба // Problemy mašinostroeniâ i nadežnosti mašin. – 2024. – №. 3. – С. 48-56.
22. Митрофанов О. В., Торопылина Е.Ю. Особенности методологии проектирования несущих панелей из композитных материалов при сжатии с учетом повреждений от ударных воздействий // Естественные и технические науки. – 2018. – №. 1. – С. 109-112.
23. Мурзаханов Г.Х., Щугорев В.Н. Влияние вторичных трещин на устойчивость и рост отслоений в конструкциях из композитов // Механика композитных материалов. - 1988. - № 6. - С. 1120-1124.
24. Нефедов С.В. Анализ роста эллипсоидных отслоений в композитах при длительных квазистатических нагрузках // Механика композитных материалов. - 1988. - № 5. - С. 827-833.
25. НЛГ-25 Нормы летной годности самолетов транспортной категории НЛГ 25, Федеральное Агентство Воздушного Транспорта Росавиаци – Текст : электронный // Официальный Интернет-ресурс Федерального агентства воздушного транспорта. - URL: <https://favt.gov.ru/public/materials/5/a/9/0/0/5a9006ec2d26db1c26819ab10e28ee85.pdf> (дата обращения: 16.03.2025).
26. РЦ-АП25.571-1А "Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции" / АР МАК – Москва, 2015 – 107 с.
27. Панков А. В., Трунин Ю. П. Прочность композитных элементов с ударными повреждениями // Прочность конструкций летательных аппаратов. – 2013. – С. 45-45.
28. Парцевский В.В. Расслоения в полимерных композитах. Обзор // Изв. РАН. МТТ. - 2003. - № 5. - С. 62-94.

29. Погосян М. А., Турбин Н. В., Староверов О. А., Мельникова В. А. Исследование живучести деталей ЛА из конструкционных полимерных композиционных материалов в условиях циклического сжатия после удара // Вестник Московского авиационного института. – 2025. – Т. 32, № 4. – С. 126-136.
30. Полилов А. Н. Условия роста зоны адгезионного разрушения при циклическом деформировании углепластиковых панелей // Клеи. Герметики. Технологии. – 2024. – № 5. – С. 15-25. – DOI 10.31044/1813-7008-2024-0-5-15-25.
31. Полилов А. Н. Энергетический критерий расслоения композитов и масштабный эффект прочности клеевых соединений // Клеи. Герметики. Технологии. – 2022. – № 7. – С. 21-28. – DOI 10.31044/1813-7008-2022-7-21-28.
32. Полилов А.Н., Татусь Н.А. Биомеханика прочности волокнистых композитов. - М.: ФИЗМАТЛИТ. - 2018. - 328 с.
33. 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.
34. Работнов Ю. Н. Введение в механику разрушения. - М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. , 1987. — 80 с..
35. Сапожников С. Б. и др. Расчётно-экспериментальная методика определения комплекса теплофизических свойств полимерных композитных материалов //II-я Международная конференция «Композитные материалы и конструкции». – 2021. – С. 27-28.
36. Селюгин С.В. Теорема о дополнительной энергии для закритически деформируемых тонких композитных пластин // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. – 2024. - №3. – С.148-163.

37. Смотров С. А., Наумов С. М., Смотров А. В. Технологии изготовления силовых агрегатов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. – М: Техносфера, 2015. – 216 с.
38. Стрижиус, В. Е. Расчет эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний элементов композитных авиаконструкций // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2020. – Т. 23, № 2. – С. 87-100. – DOI 10.26467/2079-0619-2020-23-2-87-100.
39. Стрижиус В.Е. Методы оценки усталостной прочности элементов композитных авиаконструкций: справочное пособие. – М.: Машиностроение. Инновационное машиностроение, 2015. – 270 с.
40. Трунин Ю. П., Ушаков А. Е. Некоторые вопросы оценки и обеспечения эксплуатационной живучести конструкций планера самолета, выполненных из композиционных материалов //Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов.-М.: ЦАГИ. – 1984. – С. 84-89.
41. Турбин, Н. В. Численное моделирование роста ударного повреждения в слоистом углекомposite под действием циклического сжатия //Инженерный журнал: наука и инновации. – 2025. – № 12(168) – С.1-15.
42. Турбин Н. В., Кононов Н. О. Комплексный анализ роста ударных повреждений в композитном элементе конструкции при циклическом сжатии // Вестник Московского авиационного института. – 2025. – Т. 32, № 2. – С. 108-117.
43. Турбин Н. В., Кононов Н. О., Ковтунов С. С. Определение параметров объединенной модели усталостного роста расслоений // Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения : Материалы IX Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 120-летию со дня рождения Якова Давидовича Аврасина, Москва, 21 ноября 2025 года. – Москва: Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов НИЦ "Курчатовский институт". - 2025. – С. 150-163.

44. Турбин Н. В., Лутошкина А.Е., Кутдюсов Р.Р., Татаринцев Н.С., Шрамко К.К., Кононов Н.О. Исследование роста повреждений в слоистом углепластике с ударным повреждением при действии циклического сжатия // Прочность конструкций летательных аппаратов : Сборник статей научно-технической конференции, Жуковский, 12–13 декабря 2024 года. – Москва: Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского. - 2025. – С. 158-160.
45. Турбин Н. В., Мольков О. Р., Селюгин С. В. Моделирование процессов развития ударного повреждения в слоистом углепластике под действием циклического сжатия // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 3-й Международной научно-технической конференции, Москва, 26–30 августа 2024 года. – Москва: Перо, 2024. – С. 40-42.
46. Турбин Н. В., Шелков К. А., Селюгин С. В. Методика расчета развития ударного повреждения в слоистом углепластике под действием циклических нагрузок // Международный конгресс по аэронавтике : Сборник тезисов, Москва, 04–05 декабря 2023 года. – Москва: Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского. - 2023. – С. 445-447.
47. Турбин Н. В., Шелков К. А. Методика расчета развития ударного повреждения в слоистом углепластике под действием циклических нагрузок // Авиация и космонавтика : тезисы 21ой международной конференции, Москва, 21–25 ноября 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 430-431.
48. Турбин Н.В., Кононов Н.О., Ковтунов С.С. Модификация объединенной модели усталостного роста расслоений // 24-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 17-21 ноября 2025 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2025 – С. 190-191.

49. Турбин Н. В., Кононов Н. О., Ковтунов С. С., Колениченко Г. Программа для автоматизированного расчета параметров уравнения скорости и длительности роста заложеной деламинации "ДРОЗД-М1" // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU № 2025692122 , 19.11.2025 г.
50. Урнев А. С., Чернятин А.С., Матвиенко Ю.Г., Разумовский И.А. Моделирование трещиноподобных дефектов в слоистой композитной конструкции //Машиностроение и инженерное образование. – 2017. – №. 3. – С. 64-72.
51. Фейгенбаум Ю. М., Дубинский С.В., Божевалов Д.Г., Соколов Ю.С., Метелкин Е.С., Миколайчук Ю.А., Шапкин В.С. Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учетом случайных эксплуатационных ударных воздействий. – М: Техносфера, 2018. – 505 с.
52. Abaqus Simulia. Abaqus Analysis User's Guide: Vol.II - Dearborn, MI, USA, 2018. – 1529 с.
53. Abdel-Monsef S. et al. Accurate simulation of delamination under mixed-mode loading using a multilinear cohesive law //Engineering Fracture Mechanics. – 2023. – T. 284. – С. 109233.
54. Ashcroft I., Pascoe J. A. Evaluating and predicting fatigue behavior in adhesively bonded joints //Advances in Structural Adhesive Bonding. – Woodhead Publishing. - 2023. – С. 643-674.
55. Bakuckas Jr J. G. Bonded repairs of composite panels representative of wing structure //International Committee on Aeronautical Fatigue. – Cham : Springer International Publishing, 2019. – С. 565-580.
56. Baluch A. H. An efficient numerical approach to the prediction of laminate tolerance to Barely Visible Impact Damage //Composite Structures. – 2019. – T. 225. – С. 111017.
57. Barbero E.J. Introduction to composite materials design, 3rd ed.. - CRC Press, Taylor & Francis, 2017. – 535 с.

58. Barbero E. J. Finite element analysis of composite materials using Abaqus®, 2nd ed.. – CRC press, 2023. – 406 c.
59. Biagini D., Pascoe J. A., Alderliesten R. Investigating apparent plateau phases in fatigue after impact damage growth in CFRP with ultrasound scan and acoustic emissions //International Journal of Fatigue. – 2023. – T. 177. – C. 107957.
60. Biagini D. Fatigue behavior of impacted carbon fiber reinforced plastics. /Dissertation (TU Delft), Delft University of Technology. – 2024. – 145 c.
61. Biagini D., Pascoe J. A., Alderliesten R. C. Experimental investigation of fatigue after impact damage growth in CFRP //Procedia Structural Integrity. – 2022. – T. 42. – C. 343-350.
62. Bogenfeld R., Gorsky C. An experimental study of the cyclic compression after impact behavior of CFRP composites //Journal of Composites Science. – 2021. – T. 5. – №. 11. – C. 296.
63. Brunner A. J., Alderliesten R., Pascoe J. A. In-Service Delaminations in FRP Structures under Operational Loading Conditions: Are Current Fracture Testing and Analysis on Coupons Sufficient for Capturing the Essential Effects for Reliable Predictions? //Materials. – 2022. – T. 16. – №. 1. – C. 248.
64. Bull D. J., Spearing S. M., Sinclair I. Image-enhanced modelling of residual compressive after impact strength in laminated composites //Composite Structures. – 2018. – T. 192. – C. 20-27.
65. Butler R. et al. Compressive fatigue limit of impact damaged composite laminates //Composites Part A: applied science and manufacturing. – 2007. – T. 38. – №. 4. – C. 1211-1215.
66. Chen A. S., Almond D. P., Harris B. Impact damage growth in composites under fatigue conditions monitored by acoustography //International journal of fatigue. – 2002. – T. 24. – №. 2-4. – C. 257-261.
67. Cheng Z. Q., Tan W., Xiong J. J. Progressive damage modelling and fatigue life prediction of plain-weave composite laminates with low-velocity impact damage //Composite Structures. – 2021. – T. 273. – C. 114262.

68. Cheng Z. Q., Tan W., Xiong J. J. Modelling Pre-fatigue, Low-velocity Impact and Fatigue behaviours of Composite Helicopter Tail Structures under Multipoint Coordinated Loading Spectrum //arXiv preprint arXiv:2205.02939. – 2022. – 43 c.
69. Davies G., Irving P. Impact, post-impact strength and post-impact fatigue behaviour of polymer composites //Polymer Composites in the Aerospace Industry. – Woodhead Publishing, 2015. – C. 231-259.
70. Dávila C. G., Rose C. A., Iarve E. V. Modeling fracture and complex crack networks in laminated composites //Mathematical methods and models in composites. – 2013. – T. 5. – C. 297-347.
71. Dávila C. G., Joosten M. W. A cohesive fatigue model for composite delamination based on a new material characterization procedure for the Paris law //Engineering Fracture Mechanics. – 2023. – T. 284. – C. 109232.
72. Degrieck and J., Van Paepegem W. Fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite materials //Appl. Mech. Rev. – 2001. – T. 54. – №. 4. – C. 279-300.
73. European Union Aviation Safety Agency. Annex ii- amc 20-29 to ed decision 2010/003/r. Technical report. - 2010.
74. Federal Aviation Administration. Composite aircraft structure. Advisory circular 20-107B. – 2010.
75. Gao F., Han L. Implementing the Nelder-Mead simplex algorithm with adaptive parameters //Computational Optimization and Applications. – 2012. – T. 51. – №. 1. – C. 259-277.
76. Griffith A. A. VI. The phenomena of rupture and flow in solids //Philosophical transactions of the royal society of london. Series A, containing papers of a mathematical or physical character. – 1921. – T. 221. – №. 582-593. – C. 163-198.
77. Han H. T., Mitrovic M., Turkgenc O. The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part 3. – 1999. – №. DOTFAAAR9922.
78. Han H. T., Mitrovic M., Turkgenc O. The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part 5. – 2001. – №. DOTFAAAR9922

79. Harman A. B. Post-impact fatigue durability assessment of composite laminates for enhanced aircraft sustainment //AIAA Journal. – 2022. – T. 60. – №. 2. – C. 938-950.
80. Hartman A., Schijve J. The effects of environment and load frequency on the crack propagation law for macro fatigue crack growth in aluminium alloys //Engineering Fracture Mechanics. – 1970. – T. 1. – №. 4. – C. 615-631.
81. Irving P. E. Fatigue-Based Assessments in Aircraft Structures-Designing and Retaining Aircraft Structural Integrity //Methods for the Assessment of the Structural Integrity of Components and Structures. – CRC Press, 2024. – C. 69-102.
82. Irwin G. R. Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate //Journal of applied mechanics. – 1957. – T. 24. – №. 3. – C. 361-364.
83. Jones R. et al. Application of the Hartman–Schijve equation to represent Mode I and Mode II fatigue delamination growth in composites //Composite Structures. – 2012. – T. 94. – №. 4. – C. 1343-1351.
84. Kassapoglou C. Modeling the effect of damage in composite structures: simplified approaches. – John Wiley & Sons, 2015. – 238 c.
85. Katerelos D. G., Paipetis A., Kostopoulos V. A simple model for the prediction of the fatigue delamination growth of impacted composite panels //Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. – 2004. – T. 27. – №. 10. – C. 911-922.
86. Lekhnitskii S. G. Anisotropic plates, 2nd ed.. –Gordon and Breach Science Publishers, 1968. –534 c.
87. Martin, R. Delamination Fatigue. /Fatigue in Composites; Bryan, H., Ed.; Composites Science and Engineering // Woodhead Publishing: Cambridge. – UK, 2003. - C. 173–188.
88. Melin L. G., Schön J. Buckling behaviour and delamination growth in impacted composite specimens under fatigue load: an experimental study //Composites science and technology. – 2001. – T. 61. – №. 13. – C. 1841-1852.

89. Mostovoy S., Ripling E. J. Flaw tolerance of a number of commercial and experimental adhesives //Adhesion science and technology. – 1975. – T. 9. – C. 513-562.
90. Mitrovic M. et al. Effect of loading parameters on the fatigue behavior of impact damaged composite laminates //Composites Science and Technology. – 1999. – T. 59. – №. 14. – C. 2059-2078.
91. Nageswaran C., Bird C. R., Takahashi R. Phased array scanning of artificial and impact damage in carbon fibre reinforced plastic (CFRP) //Insight: Non-destructive testing & condition monitoring, 2006. – T. 48. – №. 3.
92. Nelder J. A., Mead R. A simplex method for function minimization //The computer journal. – 1965. – T. 7. – №. 4. – C. 308-313.
93. Nettles A. T., Scharber L. The Influence of GI and GII on the compression after impact strength of carbon fiber/epoxy laminates //Journal of Composite Materials. – 2018. – T. 52. – №. 8. – C. 991-1003.
94. O'Brien T. K. Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate. – 1981. – №. NASATM81940.
95. Ogasawara T. et al. Fatigue behavior and lifetime distribution of impact-damaged carbon fiber/toughened epoxy composites under compressive loading //Advanced Composite Materials. – 2013. – T. 22. – №. 2. – C. 65-78.
96. Paris P., Erdogan F. A critical analysis of crack propagation laws //Journal of Basic engineering. – 1963. – T. 85. – №. 4. – C. 528-533.
97. Paris P., Gomez M., Anderson W. A rational analytic theory of fatigue //Trends Engin. – 1961. – T. 13. – C. 9-14.
98. Pascoe J. A. Slow-growth damage tolerance for fatigue after impact in FRP composites: Why current research won't get us there //Theoretical and Applied Fracture Mechanics. – 2021. – T. 116. – C. 103127.
99. Pascoe J. A., Alderliesten R. C., Benedictus R. Methods for the prediction of fatigue delamination growth in composites and adhesive bonds—a critical review //Engineering Fracture Mechanics. – 2013. – T. 112. – C. 72-96.

100. Pogosyan M., Nazarov E., Bolshikh A., Korolskii V., Turbin N., Shramko K. Aircraft composite structures integrated approach: a review //Journal of Physics: Conference Series// IOP Publishing - 2021. – T. 1925. – №. 1. – C. 012005.
101. Rans C., Alderliesten R., Benedictus R. Misinterpreting the results: How similitude can improve our understanding of fatigue delamination growth //Composites Science and Technology. – 2011. – T. 71. – №. 2. – C. 230-238.
102. Rodin N. A., Turbin N. V., Selyugin S. In search for realistic post-impact damage progression scenario in composite materials: a parametric study //Aerospace Systems. – 2025. – C. 1-17.
103. Rouchon J., Bos M. J. Fatigue and damage tolerance evaluation of structures: the composite materials response. – 2009.
104. Sih G. C., Paris P. C., Irwin G. R. On cracks in rectilinearly anisotropic bodies //International Journal of Fracture Mechanics. – 1965. – T. 1. – №. 3. – C. 189-203.
105. Schijve J. Fatigue of structures and materials, 2nd ed. – Dordrecht : Springer Netherlands, 2008 – 622 c.
106. Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites (ASTM D5528/5528M-21). – ASTM Internat., 2007 – 13 c.
107. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite laminates (ASTM 7137-12). – ASTM Internat., 2013 – 16 c.
108. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event (ASTM 7136-15). – ASTM Internat., 2015 – 16 c.
109. Staroverov O.A., Mugatarov A.I., Yankin A.S., Wildemann V.E., Description of fatigue sensitivity curves and transition to critical states of polymer composites by cumulative distribution functions //Fracture and Structural Integrity. – 2023. – T. 17. – №. 63. – C. 91-99.

110. Staroverov O.A., Strungar E.M., Mugatarov A.I., Dubrovskaya M.A. Residual Strength and Fatigue life of Woven Composite under Compression after Impact Loading //PNRPU Mechanics Bulletin. – 2024. – №. 5. – C. 106-119.
111. Strizhius V. E. Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading //International Committee on Aeronautical Fatigue. – Cham : Springer International Publishing, 2019. – C. 423-431.
112. Strizhius V. E., Turbin N. V. Fatigue strength estimates for composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft //Aerospace Systems. – 2024. – T. 7. – №. 1. – C. 75-81.
113. Sun X. C., Hallett S. R. Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study //Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2018. – T. 104. – C. 41-59.
114. Tu W., Pascoe J. A., Alderliesten R. Comparison of mode II delamination behaviours in multidirectional and unidirectional composite laminates //Composites Part B: Engineering. – 2025. – T. 291. – C. 111941.
115. Tuo H. et al. Evaluation of damage evolution of impacted composite laminates under fatigue loadings by infrared thermography and ultrasonic methods //Polymer Testing. – 2021. – T. 93. – C. 106869.
116. Turbin N., Shelkov K. Analysis Method for Post-Impact Damage Development in Carbon Fiber Reinforced Laminate under Repeated Loading //Journal of Composites Science. – 2023. – T. 7. – №. 5. – C. 201.
117. Turbin N. V., Shelkov K. A. Numerical study of fatigue damage accumulation in composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft //Aerospace Systems. – 2023. – T. 6. – №. 3. – C. 481-490.
118. Turbin N. V. et al. Cyclic damage quantification in composite materials using discrete damage mechanics //Composite Structures. – 2024. – T. 342. – C. 118271.
119. Turbin N. et al. Fatigue life analysis of a composite materials structure using allowable strain criteria //Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers,

Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2025. – T. 239. – №. 2. – C. 123-135.

120. Turbin N. V., Trifonov R. D., Kovtunov S. S. Simulation of crumpling in composite materials via computational micromechanics //Mechanics of Composite Materials. – 2022. – T. 58. – №. 4. – C. 499-512.
121. Turon A. et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models //Engineering fracture mechanics. – 2007. – T. 74. – №. 10. – C. 1665-1682.
122. Uda N., Ono K., Kunoo K. Compression fatigue failure of CFRP laminates with impact damage //Composites Science and Technology. – 2009. – T. 69. – №. 14. – C. 2308-2314.
123. Wilkins D. J., Eisenmann J. R. RA Canfin. WS Margolis and RA Benson, "Characterizing Delamination Growth in Graphite-Epoxy", Damage in Composite Materials //ASTM STP. – 1982. – T. 775. – C. 168-183.
124. Xu F., Liu W., Irving P. E. Fatigue life and failure of impact-damaged carbon fibre composites under compressive cyclic loads //21st International Conference on Composite Materials (ICCM). – 2017. – C. 20-25.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Акты внедрения результатов диссертационной работы

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель директора по разработке
 Филиала ПАО «Яковлев» -
 «Региональные самолеты»

А.В. Кубасов

2026г.



АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы Турбина Николая Васильевича на соискание учёной степени кандидата технических наук на тему «Метод расчета эксплуатационной живучести несущих панелей планера летательного аппарата из композиционных материалов с ненормируемым ударным повреждением при действии циклических нагрузок сжатия»

Комиссия в составе:

Сахин Валерий Хананович (Председатель комиссии) –
 начальник НИО прочности – зам. Главного конструктора
 по прочности,

Митрофанов Олег Владимирович (член комиссии) – зам.
 начальника НИО прочности – зам. Главного
 конструктора по прочности,

Аверьянов Анатолий Владимирович (член комиссии) –
 начальник департамента крыла и оперения.

подтверждает, что результаты диссертационной работы Турбина Николая Васильевича были использованы при анализе живучести конструкций агрегатов механизации и поверхностей управления из композитных материалов самолета SSJ-100.

Председатель комиссии

(подпись)

Сахин В.Х.

Члены комиссии

(подпись)

Митрофанов О.В.

Члены комиссии

(подпись)

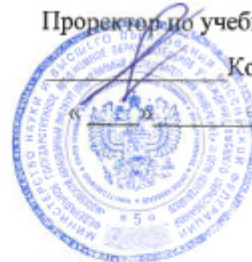
Аверьянов А.В.

УТВЕРЖДАЮ:

Проректор по учебной работе

Козорез Д.А.

2025 г.



АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Турбина Николая Васильевича

на тему «Метод расчета эксплуатационной живучести несущих панелей планера летательного аппарата из композиционных материалов с ненормируемым ударным повреждением при действии циклических нагрузок сжатия»

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

Настоящим актом подтверждается использование результатов исследований, полученных и изложенных в диссертации Турбина Николая Васильевича «Метод расчета эксплуатационной живучести несущих панелей планера летательного аппарата из композиционных материалов с ненормируемым ударным повреждением при действии циклических нагрузок сжатия», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов», при реализации образовательных программ высшего образования

магистратуры по направлению подготовки 24.04.04 – Авиационное строительство, профиль подготовки – Проектирование агрегатов из полимерных композиционных материалов.

Результаты диссертационной работы имеют научное и практическое значение, используются в учебном процессе при формировании методических указаний и рекомендаций для подготовки диссертаций магистрантов.

Директор Дирекции Института № 1
«Авиационная техника»,
к.т.н., доцент

Д.Ю. Стрелец

Зам. заведующего кафедрой 101
«Проектирование и сертификация
авиационной техники»
по учебной работе

Д.С. Шавелкин