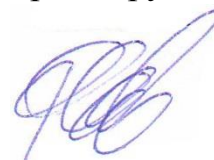


На правах рукописи



Севастьянов Филипп Сергеевич

**ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАЗВИТИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В СИЛОВЫХ
ЭЛЕМЕНТАХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ
ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК**

Специальность 2.5.14. Прочность и тепловые режимы ЛА

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Жуковский 2025

Работа выполнена в Федеральном Автономном Учреждении «Центральный Аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского»).

Научный руководитель: Денисов Станислав Леонидович, к.ф.-м.н., ведущий научный сотрудник Федерального автономного учреждения «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

**Официальные
оппоненты:** Голубев Василий Иванович, д.ф.-м.н., доцент, профессор кафедры информатики и вычислительной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

Никитин Илья Степанович, д.ф.-м.н., директор Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт автоматизации проектирования Российской академии наук».

Ведущая организация: Федеральное автономное учреждение «Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина»

Защита диссертации состоится «11» ноября 2025 г в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном аэрогидродинамическом институте по адресу 140181, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Центрального аэрогидродинамического института и на сайте <http://tsagi.ru>.

Автореферат разослан «__» _____ 2025 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета
31.1.006.01
д. ф.-м. н., доцент

Брутян М.А.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

Экспериментально установленным фактом является то, что вибрационные нагрузки, вызванные акустическим воздействием реактивной струи, винта или вентилятора авиационной силовой установки, а также пульсациями давления в турбулентном пограничном слое или вихревыми возмущениями при срывных течениях, могут приводить к возникновению усталостных повреждений или разрушению силовых элементов конструкции самолёта. Это явление получило название «акустическая усталость» (*Sonic Fatigue / Acoustic Fatigue*) и активно исследовалось в 70-80-х годах 20-го века.

Предпосылками к исследованию данной проблемы являлось появление ранее ненаблюдаемых разрушений конструкций ЛА вследствие массового внедрения в авиации более мощных силовых установок на реактивной тяге. В качестве примера таких разрушений можно назвать описанные в работе Н.А. Мозжеровой и В.Я. Сеника разрушения стабилизатора, рулей высоты и направления и киля турбореактивного самолёта.

Возникновение разрушений различных элементов авиационных конструкций вследствие вибрационного нагружения, вызванного акустическим воздействием (виброакустическое нагружение) привело к пониманию необходимости проведения специальных исследований, что было отражено в отечественных и зарубежных нормативных документах, в том числе в виде требований к обоснованию акустической прочности авиационных конструкций при сертификации гражданских самолётов в соответствии с пунктом 25.571(d) Авиационных Правил самолётов транспортной категории (АП-25).

Результатом многолетних исследований проблем прочности авиационных конструкций, подверженных виброакустическим нагрузкам, стало создание специализированных баз данных, в которых обобщены и систематизированы экспериментальные и расчётные данные по усталостным характеристикам для типовых конструктивных решений, применяемых в авиастроении. Большинство полученных данных относятся к традиционным металлическим материалам и конструкциям, тогда как доля применяемых полимерных композиционных материалов (ПКМ) в современных авиационных конструкциях неуклонно растёт. Многообразие применяемых материалов и производственных технологий требует использования особого подхода к обоснованию усталостной прочности авиационных конструкций из ПКМ при виброакустических нагрузках, основанного на общепринятых принципах обеспечения эксплуатационной живучести и современных расчётно-экспериментальных методах.

Конкретным примером, демонстрирующим актуальность исследуемой темы, является сертификация самолёта МС-21-300 по условиям усталостной прочности при воздействии виброакустических нагрузок, согласно требованиям п. 25.571(d) АП-25. Самолёт с композитным крылом и оперением в отечественной практике был создан впервые, поэтому исследования поведения конструкций из ПКМ и определения их усталостных характеристик при виброакустических нагрузках ранее никогда не проводились. Это потребовало создания такого подхода, который позволил обосновать долговечность композитных силовых элементов, подверженных виброакустическим нагрузкам, и обеспечить безопасную эксплуатацию самолёта по условиям акустической усталости на протяжении его проектного ресурса.

Степень разработанности темы

В отечественной практике накоплен значительный опыт проведения экспериментальных работ по обоснованию акустической прочности различных элементов авиационных конструкций. Наиболее показательным является пример разработки советского орбитального корабля-ракетоплана «Буран». В ходе создания данного летательного аппарата в ЦАГИ была создана уникальная испытательная установка – реверберационная камера РК-1500, позволившая с высокой точностью воспроизводить акустическое нагружение в виде реализуемых внутри камеры полей звукового давления с заданными амплитудно-частотными характеристиками. Проведённые в РК-1500 экспериментальные исследования позволили обеспечить необходимую усталостную прочность не только «Бурана», но и многих других отечественных летательных аппаратов, в том числе и сверхзвуковых.

Теоретические основы акустической усталости были заложены в 50-60-х годах 20-го века в работах J.W. Miles и A. Powell, которые создали аналитические модели, описывающие в общем виде линейный отклик конструкции при случайном широкополосном виброакустическом нагружении. Широкое применение этих моделей было затруднено ограниченными вычислительными мощностями тех лет, а также невозможностью масштабирования и пересчёта результатов с одной конструкции на другую.

В дальнейшем более широкое применение получили экспериментальные методы, на основе которых были созданы справочники ESDU и AGARDograph, куда вошли результаты большого объёма испытаний типовых конструктивно-подобных образцов из традиционных металлических материалов. Однако, для композитных образцов объём подобных испытаний существенно меньше, среди авторов таких работ можно отметить L.C. Chow и Y. Xiao.

Что касается расчётных методов, то наиболее широкое применение получил метод конечных элементов (МКЭ), который на основе численного

решения уравнений теории упругости позволяет с высокой точностью анализировать напряжённо-деформированное состояние (НДС) конструкции. Такие работы были выполнены, например, L.C. Chow, R.M. Ajaaj, Y. Xiao, C. Uz, G. Di Spirito и другими.

Для определения характера и моды разрушения образцов вышеуказанными авторами использовались визуальные и ультразвуковые методы неразрушающего контроля, а также мониторинг снижения резонансной частоты образца в процессе проведения испытаний. Применение этих методов позволило авторам качественно оценить состояние образца с целью получения его усталостных характеристик, но не дало каких-либо представлений о механизмах зарождений и развития повреждений как на микро-, так и на макроуровне.

В то же время более углублённое изучение механизмов разрушения образцов из современных ПКМ может позволить улучшить усталостные характеристики готовых конструкций, а также усовершенствовать расчётные и экспериментальные методы, применяемые при обосновании усталостной прочности при виброакустических нагрузках в соответствии с п. 25.571(d).

Цель работы

Целью работы является исследование усталостного поведения и определение закономерностей развития повреждений в силовых элементах авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ), подверженных воздействию акустических нагрузок с широким частотным спектром.

Задачи исследования

1. Разработка методики проведения расчётно-экспериментальных исследований механизмов зарождения и развития повреждений в элементах из ПКМ в условиях воздействия виброакустических нагрузок применительно к обеспечению акустической прочности конструкций гражданских самолётов в рамках сертификации.
2. Разработка и валидация математической модели для расчёта динамического отклика конструкции из ПКМ на случайное широкополосное виброакустическое нагружение с учётом наличия дефектов.
3. Определение характеристик усталости и допустимости повреждений на основе анализа закономерностей зарождения и развития повреждений в типовых концентраторах силовых элементов конструкций из ПКМ.

Научная новизна

1. Разработана методика проведения расчётно-экспериментальных исследований в обоснование акустической прочности силовых элементов

авиационных конструкций из ПКМ на основе изучения механизмов зарождения и развития повреждений в типовых конструктивно-подобных образцах.

2. Разработана и валидирована расчётная модель определения динамического отклика на случайное широкополосное виброакустическое нагружение композитной силовой конструкции, содержащей расслоения от технологических дефектов и ударных повреждений.

3. Определены механизмы зарождения и развития повреждений в интегральном композитном соединении обшивки со стрингером при виброакустическом нагружении и получены уникальные экспериментальные данные по усталостным характеристикам типовых конструктивно-подобных образцов из ПКМ.

Теоретическая значимость работы заключается в развитии классических методов исследования механики разрушения, применяемых для традиционных металлических элементов авиационных конструкций, в части их применения к силовым элементам конструкций из ПКМ, подверженных виброакустическим нагрузкам.

Практическая значимость работы заключается в применении разработанного подхода и полученных расчётно-экспериментальных результатов исследований при обосновании акустической прочности композитной силовой конструкции самолёта МС-21-300 в рамках сертификации типа в соответствии с п. 25.571(d) АП-25. Разработанный подход может также применяться при разработке перспективных образцов летательных аппаратов, в том числе сверхзвуковых, для которых проблема акустической усталости имеет наибольшую практическую важность.

Методы исследований

Для проведения экспериментальных исследований усталостных характеристик композитных авиационных конструкций разработана методика проведения усталостных вибрационных испытаний, включая разработку испытательного стенда и его системы управления, систему измерения в составе стенда, программу испытаний и перечень типовых конструктивно-подобных образцов для испытаний.

Для разработки математической модели отклика конструкции на случайное широкополосное виброакустическое нагружение и последующего выполнения расчётов с применением разработанной модели использовался программный пакет Abaqus/CAE, основанный на методе конечных элементов. Модальный анализ выполнялся с помощью блочного метода Ланцоша. Расчёт НДС выполнялся путём решения уравнений вынужденных колебаний в модальных координатах. Для преобразования численных данных в виде дискретно заданной функции от времени (временной реализации) к виду

функции спектральной плотности мощности, т.е. для перехода из временной области в частотную и обратно использовались дискретные преобразования Фурье.

Дефектоскопия образцов проводилась при помощи различных методов неразрушающего контроля, в том числе ультразвукового контроля, вибротермографии и томографии.

Положения, выносимые на защиту

1. Методика проведения расчётно-экспериментальных исследований в обоснование акустической прочности силовых элементов авиационных конструкций из ПКМ, основанная на изучении механизмов зарождения и развития повреждений в типовых конструктивно-подобных образцах.

2. Расчётная модель определения динамического отклика на случайное широкополосное виброакустическое нагружение композитной силовой конструкции, содержащей расслоения от технологических дефектов и ударных повреждений.

3. Закономерности развития повреждений в интегральном композитном соединении обшивки со стрингером при виброакустическом нагружении, а также экспериментальные данные по усталостным характеристикам типовых конструктивно-подобных образцов из ПКМ.

Достоверность научных результатов

Результаты расчёта, полученные с помощью разработанной математической модели, прошли валидацию путём сравнения с полученными экспериментальными данными. Полученные данные по усталостным характеристикам и моде разрушения образцов близки к результатам, полученным другими авторами при проведении подобных исследований.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались на VI-й Всероссийской научно-практической конференции «Принципы и механизмы формирования национальной инновационной системы» (Дубна, 2015 г.), 17-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2018 г.), Шестой Открытой Всероссийской (XVIII научно-технической) конференции по аэроакустике (Звенигород, 2019 г.), 32-м конгрессе международного совета по авиационным наукам (ICAS) (Шанхай, 2021 г.), Всероссийском Аэроакустическом Форуме (Геленджик, 2021 г.), II Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов» (пос. Седова Заимка, 2023 г.), XX научно-технической конференции по аэроакустике (г. Суздаль, 2023 г.).

Публикации

Результаты диссертационного исследования представлены в 4 публикациях, входящих в Перечень изданий, рекомендованных ВАК РФ, и 7 – в сборниках трудов международных и всероссийских конференций.

Личный вклад соискателя

Личный вклад автора состоит в разработке специальной программы расчётно-экспериментальных исследований усталостной прочности силовых элементов авиационных конструкций из ПКМ при воздействии виброакустических нагрузок, в том числе разработке и валидации математической модели динамического отклика на виброакустическое воздействие, определении закономерностей зарождения и развития повреждений в образцах типовых композитных соединений «обшивка-стрингер» при воздействии виброакустических нагрузок, а также интерпретации полученных результатов в рамках решения задачи обоснования акустической прочности гражданского самолёта в соответствии с требованиями п. 25.571(d) АП-25.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Структура диссертационной работы и аннотация глав

Работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка использованных источников и приложения. Диссертационная работа изложена на 187 страницах, содержит 85 рисунков и 21 таблицы. Список использованных источников включает в себя 65 наименований.

Во введении приведено обоснование актуальности диссертационного исследования, поставлена его цель и определены задачи. Сформулирована научная новизна, практическая значимость работы и положения, выносимые на защиту.

В главе 1 приведён обзор основных принципов обеспечения эксплуатационной живучести авиационных конструкций из ПКМ, обзор мировой практики проведения расчётно-экспериментальных исследований в обоснование акустической прочности конструкций, обоснован выбор образца композитного соединения «обшивка-стрингер» (Т-образца) в качестве объекта исследования в настоящей работе, а также сформулированы основные положения, отражающие необходимость и актуальность проведения специальных исследований.

Общепринятым подходом, направленным на увеличение экономической эффективности работ по обеспечению прочности и ресурса авиационных конструкций, является пирамида расчётно-экспериментальных исследований (*Building Block Approach*). Данный подход основан на углублённом изучении конструкции на различных уровнях масштаба и сложности образцов, причём

максимальное количество испытаний проводится именно на нижних уровнях пирамиды с использованием более простых и, соответственно, менее дорогостоящих образцов.

Решение задач акустической прочности в рамках пирамиды подразумевает проведение экспериментальных исследований на представительных образцах нижнего или среднего уровней (элементарные и конструктивно-подобные образцы – КПО), в результате которых определяются механические и усталостные характеристики материала и конструкции. Полученные данные используются для расчёта усталостной долговечности агрегатов, подверженных виброакустическому нагружению, а проверка и подтверждение расчётов проводится путём испытаний натурного агрегата конструкции в реверберационной камере и натурных лётных и наземных испытаний самолёта (рисунок 1).

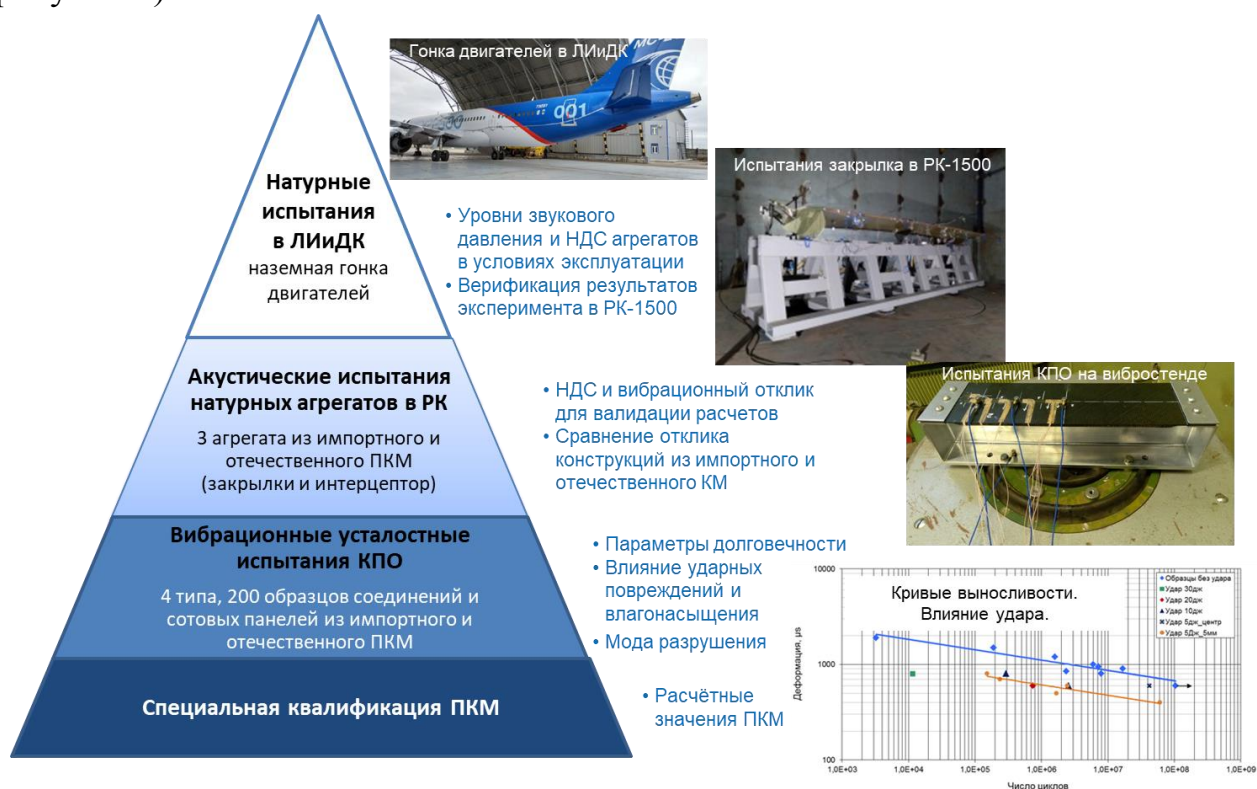


Рисунок 1 – Пирамида расчётно-экспериментальных исследований применительно к задачам акустической прочности

При проведении стендовых испытаний прикладываемые нагрузки должны моделировать условия нагружения, возникающие в процессе реальной эксплуатации. Особенность задач, связанных с акустикой, заключается в том, что нагружение является случайным процессом с широким спектром, содержащим в общем случае и тональные компоненты. Это обстоятельство требует создания специализированных испытательных стендов и программ испытаний.

Общепринятым в отечественной и зарубежной практике является подход, в рамках которого по результатам сначала предварительных расчётов, а затем лётных и наземных испытаний выделяются зоны конструкции, наиболее подверженные воздействию акустических нагрузок, после чего каждая из таких зон разбивается на представительные элементы («ячейки периодичности»). Каждый представительный элемент отрабатывается экспериментально путём проведения вибрационных испытаний типовых конструктивно-подобных образцов на вибростенде, испытаний цельных панелей клетки силового набора в акустических установках или испытаний полноразмерных натурных агрегатов в реверберационной камере. Полученные экспериментальные данные используются для построения кривых усталости и оценки долговечности критических мест конструкции по условиям акустической прочности.

Для гражданских самолётов транспортной категории конструктивно-силовая схема (КСС) агрегатов, подверженных повышенным акустическим нагрузкам, как правило, представляет собой классический клеточный силовой набор. В качестве представительного КПО такой конструкции в отечественной и зарубежной практике обычно применяется образец подкреплённой обшивки или Т-образец. Такой образец является достаточно простым в изготовлении и в то же время позволяет воспроизводить локальное напряжённо-деформированное состояние (НДС) конструкции, обусловленное изгибными колебаниями обшивки, возникающих в результате воздействия на неё звукового поля, а также воспроизводить её превалирующую моду разрушения, обусловленную концентрацией напряжений из-за перепада жёсткости в зоне подкрепляющего элемента (стрингера, нервюры, лонжерона).

В отечественной и зарубежной практике широкое применение получил подход, основанный на проведении испытаний КПО с использованием специализированных вибрационных установок – вибростендов. Вибростенд позволяет воспроизводить нагрузку на образец с учётом требуемых параметров спектра и амплитуды. Испытания на вибростенде являются гораздо более дешёвыми и простыми в реализации, по сравнению с испытаниями при непосредственном воздействии звукового поля на исследуемый образец. При этом эквивалентность данных двух видов испытаний, в части корректности реализации локального НДС и моды разрушения для типовых концентраторов напряжений, была неоднократно рассмотрена и показана отечественными и зарубежными исследованиями. Данный опыт отражён в различных методических документах, таких как отечественный РДК ЦАГИ, и зарубежные AGARD и ESDU.

Упомянутые AGARD и ESDU, помимо методических указаний, содержат в себе также справочную информацию по усталостным характеристикам

различных КПО в условиях виброакустического нагружения. Доступ к этой информации ограничен и не является репрезентативным с точки зрения современных материалов, применяемых в отечественном авиастроении, в том числе с учётом активного внедрения ПКМ и программы их импортозамещения. Таким образом, требуется проведение собственных исследований и создание отечественных аналогов справочников, данные которых могут затем использоваться при обосновании акустической прочности самолётов с силовыми элементами конструкции из ПКМ.

Принимая во внимание всё вышесказанное, целью настоящей работы является обеспечение акустической прочности самолёта с композитной силовой конструкцией на основе специальной программы расчётно-экспериментальных исследований для изучения механизмов зарождения и развития повреждений в условиях воздействия акустических нагрузок, при этом Т-образец выбран в качестве основного объекта исследований, а вибростенд – в качестве применяемой для проведения исследований экспериментальной установки.

В главе 2 разработана математическая модель отклика конструкций из ПКМ на случайное виброакустическое воздействие, в том числе с учётом начальных дефектов.

Моделирование с использованием МКЭ проводится в несколько основных этапов, в числе которых:

1. Подготовка и первичная калибровка расчётной модели:

На данном шаге происходит создание 3D геометрии объекта исследований, построение и определение оптимального размера сетки, выбор типа конечных элементов, задание нагрузок и граничных условий, задание физико-механических свойств ПКМ и вспомогательных элементов, задание условий контакта между слоями ПКМ и другими элементами модели, выбор перечня выходных данных расчёта и др. В модели также приняты допущения, что отклик во всём диапазоне прикладываемых нагрузок является линейным, процесс нагружения является эргодическим и стационарным, т.е. $f(x(t)) = f(x(t + \tau))$ для любого τ , а моделируемое акустическое поле является полностью коррелированным по поверхности образца, т.е. его функция взаимной спектральной плотности $G(\omega, \xi, \eta) = 1$.

2. Проведение модального анализа, с целью определения собственных частот и форм колебаний по формулам (1–3):

Модальный анализ подразумевает определение расчётным путём собственных частот и форм колебаний, что в математической постановке является решением задачи поиска собственных значений системы уравнений, записанной в матричном виде:

$$(-\omega^2[M] + [K])\{\phi\} = 0, \quad (1)$$

где ω – круговая частота;

$[M]$ – матрица масс (симметричная и положительно определённая);

$[K]$ – матрица жесткостей (с учётом начальных условий, влияющих на жёсткость);

$\{\phi\}$ – собственный вектор (мода вибрации).

Решение этой задачи выполняется с применением блочного метода Ланцоша. Идея метода состоит в том, чтобы начать с блока ортогональных векторов и увеличивать размерность подпространств Крылова на размер блока на каждом шаге. Этот подход позволяет автоматически вычислить все кратные собственные значения, если наибольшая кратность не превышает размер блока. Метод Ланцоша подразумевает итерационное выполнение спектральных преобразований в виде:

$$[M]([K] - \sigma[M])^{-1}[M]\{\phi\} = \theta[M]\{\phi\}, \quad (2)$$

где σ – сдвиг;

θ – собственное значение.

Это преобразование позволяет быстро прийти к искомым собственным значениям. При этом собственные векторы в уравнениях (1) и (2) идентичны, а собственные значения исходной и преобразованной задач связаны следующим образом:

$$\omega^2 = \frac{1}{\theta} + \sigma. \quad (3)$$

3. Анализ случайного отклика, включающий расчёт НДС по формулам (4–14):

Линейный динамический расчёт случайного отклика используется для оценки напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструкции, подвергнутой недетерминированному непрерывному возбуждению, которое в статистическом смысле выражается матрицей взаимной спектральной плотности. Процедура расчёта случайного отклика использует набор собственных мод, извлечённых на предыдущем этапе, для расчёта соответствующих спектральных плотностей мощности (СПМ) переменных отклика (напряжений, деформаций, перемещений и т.д.), а также дисперсии и среднеквадратического значения (СКЗ) этих переменных.

Для расчёта динамического отклика решается уравнение движения системы в проекции на собственные моды конструкции. Для моды α это уравнение имеет вид:

$$\ddot{q}_\alpha + c_\alpha \dot{q}_\alpha + \omega_\alpha^2 q_\alpha = \frac{1}{m_\alpha} (f_{1\alpha} + i f_{2\alpha}) e^{i\Omega t}, \quad (4)$$

где q_α – амплитуда, соответствующая моде α (обобщённая координата α);

c_α – демпфирование, соответствующее моде α ;

ω_α – частота незатухающих колебаний, соответствующая моде α ;

m_α – обобщённая масса, соответствующая моде α ;

$(f_{1\alpha} + if_{2\alpha})e^{i\Omega t}$ – внешние силы, соответствующие моде α ;

Ω – частота приложения внешних сил.

Решением этого уравнения является:

$$q_\alpha = H_{0\alpha} f_{0\alpha} e^{i(\Omega t + \psi_\alpha)}, \quad (5)$$

где $f_{0\alpha} = \sqrt{(f_{1\alpha})^2 + (f_{2\alpha})^2}$ – амплитуда вектора проецируемой нагрузки;

$H_{0\alpha}(\Omega)$ – амплитуда комплексной «передаточной функции» для моды α .

$H_{0\alpha} f_{0\alpha}$ определяет отклик для моды α от проекции силы на эту моду и определяется его реальной и мнимой частями как:

$$\begin{aligned} \Re(H_\alpha) &= \frac{1}{m_\alpha} \left[\frac{f_{1\alpha}(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} + \frac{f_{2\alpha} \eta_\alpha \Omega}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} \right] \\ \Im(H_\alpha) &= \frac{1}{m_\alpha} \left[\frac{-f_{1\alpha} \eta_\alpha \Omega}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} + \frac{f_{2\alpha}(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

где η_α обозначает:

$$\eta_\alpha = 2\xi_\alpha \omega_\alpha + \beta_\alpha + \gamma_\alpha \omega_\alpha^2 + \frac{s_\alpha \omega_\alpha^2}{\Omega}, \quad (7)$$

где ξ_α – коэффициент демпфирования, описывающий затухание колебаний в модели, который вычисляется с помощью соотношения:

$$\xi_\alpha = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{2\pi}{\delta}\right)^2}}, \quad (8)$$

где δ – логарифмический декремент затухания, который обычно определяется экспериментально путём замера амплитуды свободных затухающих колебаний от полусинусоидального импульса по формуле:

$$\delta = \frac{1}{n} \ln \left(\frac{A_0}{A_n} \right), \quad (9)$$

где A_0 – амплитуда колебаний в произвольный момент времени t ;

A_n – амплитуда через n циклов колебаний в момент времени $(t + nT)$,

где T – период колебаний.

Тогда амплитуда отклика может быть записана в виде:

$$H_{0\alpha} f_{0\alpha} = \sqrt{\Re(H_\alpha)^2 + \Im(H_\alpha)^2} = \frac{1}{m_\alpha} \frac{1}{\sqrt{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2}} f_{0\alpha}, \quad (10)$$

а фазовый угол отклика равен:

$$\psi_\alpha = \tan^{-1}(\Im(H_\alpha)/\Re(H_\alpha)). \quad (11)$$

Случайная нагрузка определяется матрицей взаимной спектральной плотности $S_{NM}^F(f)$, которая связывает все нагруженные степени свободы (N и M).

Проецирование этой матрицы на моды даёт функцию взаимной спектральной плотности для обобщенных (модальных) нагрузок:

$$S_{\alpha\beta}^f(f) = \phi_{\alpha}^N S_{NM}^F(f) \phi_{\beta}^M. \quad (12)$$

Затем комплексная функция отклика, определённая в частотной области, задаёт отклик в обобщённых координатах в виде:

$$S_{\alpha\beta}^q(f) = H_{\alpha}^{-} S_{\alpha\beta}^F(f) H_{\beta}^{-}, \quad (13)$$

где H_{α}^{-} – комплексно-сопряжённое от H_{α} .

Наконец, отклик физических переменных восстанавливается из модальных откликов в виде:

$$S_{NM}^u(f) = \phi_{\alpha}^N S_{\alpha\beta}^q(f) \phi_{\beta}^M, \quad (14)$$

4. Анализ влияния дефектов на динамический отклик:

Модель дорабатывается путём введения в неё дефектов типа расслоение с различными размерами и местами расположения, после чего повторяется процедура этапов 2–3. Полученные результаты расчётов сравниваются с результатами для образцов без дефектов, на основе чего выполняется анализ влияния дефектов на динамический отклик.

Сетка конечно-элементной модели состоит из объёмных линейных 8-узловых гексагональных элементов. Для моделирования слоистых материалов и тонких обшивок при решении задач плоского НДС применяются оболочечные (*Shell*) элементы типа SC8R (*Shell Continuum, 8-node, Reduced integration*), которые на основе объёмной геометрии создают конечно-элементную (КЭ) сетку. Такие элементы имеют степени свободы только перемещения, допускают конечные деформации, включая эффекты сдвиговых деформаций и изменения толщины.

Трёхмерные (*Solid*) элементы типа C3D8I (*Continuum, 3-dimensional, 8-node, Incompatible modes*) позволяют корректно моделировать те части конструкции, которые не имеют ярко выраженной тонкой обшивки. В данном случае такими являются уплотняющий жгут в корне стрингера и вибродатчики.

Между слоями реализуется идеальный контакт, т.е. связи считаются абсолютно жёсткими, межслоевые прочность и трение не учитываются. Дефект типа расслоение моделируется путём исключения связей в различных зонах, в том числе в зоне контакта уплотняющего жгутика со стрингером (протяжённость дефекта варьируется в диапазоне от 0.15 до 1 относительной ширины образца) и в зоне радиусного перехода обшивки и стрингера между соответствующей парой слоёв размером 50x3 мм.

Результатом расчёта являются значения частот собственных колебаний, а также среднеквадратические значения (СКЗ) ускорений и деформаций для Т-образцов без дефектов и с заложенными дефектами. В результате расчёта

показано, что в рассматриваемый диапазон частот 50 – 1550 Гц попадают первые шесть мод колебаний, которые представлены на рисунке 2. Поскольку реализуемые на вибростенде условия закрепления и нагружения образца являются симметричными относительно оси стрингера, то реализуемый в образце отклик является одномодовым с изгибной формой колебаний на 2-й собственной частоте 298.6 Гц.

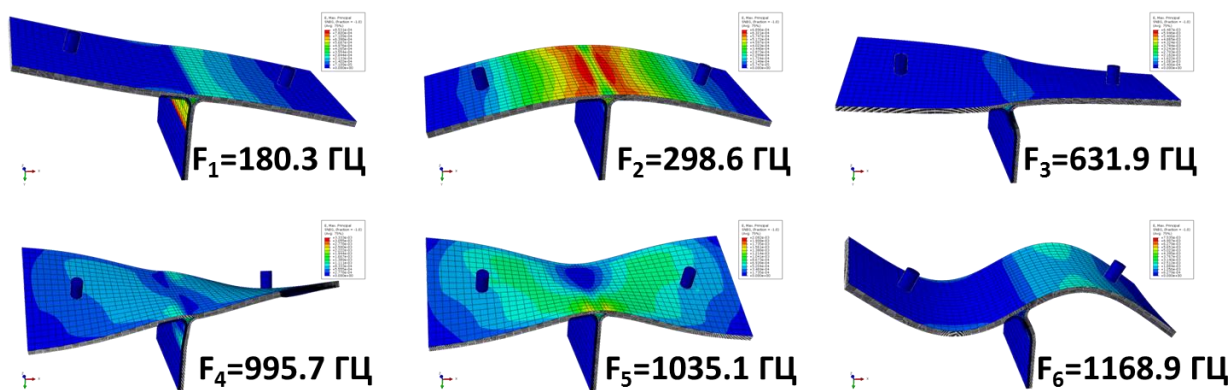


Рисунок 2 – Частоты и формы собственных колебаний Т-образца

Для валидации разработанной КЭ модели были проведены предварительные испытания образцов, по результатам которых были определены значения частот собственных колебаний и параметров динамического отклика (деформаций и виброускорений) и выполнено сравнение результатов расчёта и эксперимента. Для этого образцы оснащались двумя акселерометрами и четырьмя тензодатчиками, а ещё один акселерометр устанавливался непосредственно на столе вибростенда и использовался для измерения задающего воздействия. Вибрационное нагружение прикладывалось в виде широкополосного спектра в диапазоне частот 50 – 1550 Гц с разными уровнями среднеквадратических перегрузок задающего воздействия – 4 g, 6 g, 8 g и 12 g.

Результаты сравнения расчёта и эксперимента приведены в таблице 1, где V1-V3 – акселерометры, T11-T14 – тензодатчики, $F_{рез}$ – резонансная (собственная) частота образца. Погрешность расчёта при определении собственных частот не превышает 1%, деформаций – 14%, а ускорений – 13%, что является приемлемым уровнем погрешности для подобного класса задач, согласно проанализированным литературным источникам по данной теме.

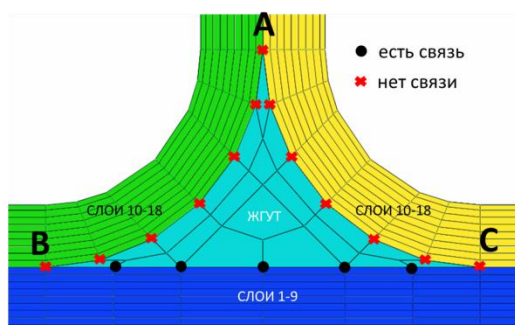
Таблица 1 – СКЗ ускорений и деформаций, полученные в расчёте и эксперименте

	Расчёт				Эксперимент				Отклонение			
Уровень	4g	6g	8g	12g	4g	6g	8g	12g	4g	6g	8g	12g
V1*, g	4.2	5.9	8.3	11.7	4.2	5.9	8.3	11.7	0%	0%	0%	0%
V2, g	24.0	33.9	48.0	66.5	23.2	32.4	44.9	65.5	3%	5%	7%	2%
V3, g	24.1	34.0	48.2	66.8	22.1	30.8	42.6	61.9	9%	10%	13%	8%
T11, мс	86	122	173	239	78.8	109.8	152.1	221.5	9%	11%	14%	8%
T12, мс	75	106	150	209	73.2	102.1	141.5	206.4	2%	4%	6%	1%
T13, мс	82	116	163	227	83.1	116.4	162.7	236.6	-1%	0%	0%	-4%
T14, мс	74	105	148	205	78.3	109.0	151.3	220.0	-5%	-4%	-2%	-7%
F _{рез} , Гц	298,6				296				0.9%			

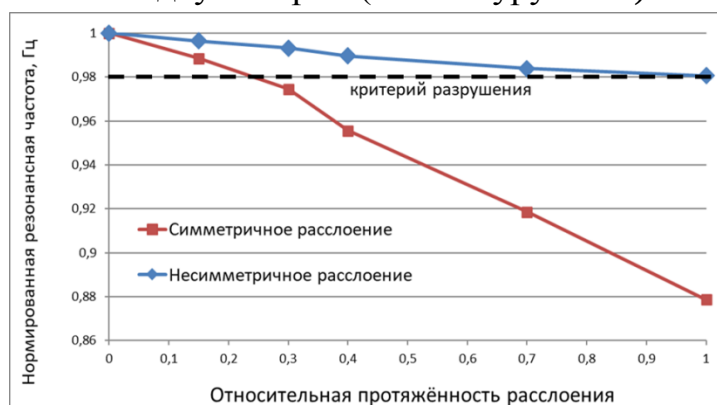
*Задающее воздействие, измеренное с помощью датчика V1

Для оценки влияния дефектов на динамический отклик Т-образца в было выполнено моделирование дефектов типа «расслоение» между различными слоями в области радиусного перехода стрингера в обшивку и между уплотняющим жгутиком и стрингером. Дефекты моделировались в виде исключения связей между соответствующими узлами модели в зоне расположения дефекта.

Проведённые расчёты показали, что в зависимости от глубины залегания, дефект одинакового размера может приводить к различному влиянию на отклик Т-образца в диапазоне от 0.1% до 4.6%. Также было оценено влияние расслоения между уплотняющим жгутиком и стрингером, изображённое на рисунке 3 (б), где синей линией показано снижение резонансной частоты в зависимости от относительной протяжённости дефекта с одной стороны (расслоение по контуру АВ на рисунке 3 (а)), а красной линией – с двух сторон (по контуру ВАС).



(а) Расположение дефекта в модели



(б) Снижение резонансной частоты образца

Рисунок 3 – Расчётное влияние расслоения между уплотняющим жгутиком и стрингером на резонансную частоту образца

Таким образом, показано, что разработанная модель позволяет с высокой точностью оценить динамический отклик образца на виброакустическое воздействие и дополнительно оценить влияние дефектов различных размеров и расположения на параметры динамического отклика конструкции, в том числе частоту собственных колебаний, деформации, виброускорения и напряжения.

Применение моделирования необходимо при переходе между разными уровнями пирамиды для уточнения НДС конструкции с учётом локальных эффектов концентрации напряжений и для масштабирования результатов, полученных на элементарных образцах и КПО, на уровень агрегатов конструкции самолёта.

В главе 3 приведено подробное описание экспериментальной части работы, в том числе проведённых на вибростенде вибрационных испытаний, а также неразрушающего контроля (НК) различными методами.

Экспериментальные исследования усталостного поведения композитных Т-образов проводились по специально разработанной программе и методике испытаний как на 10 образцах в исходном состоянии, так и на 10 образцах с ударными повреждениями различных энергий (30 Дж, 20 Дж, 10 Дж и 5 Дж), поскольку последние являются наиболее критичным фактором, влияющим на прочность и долговечность конструкций из ПКМ. Удары по верхней поверхности обшивки образцов наносились копром с вертикально-падающим грузом Instron CEAST 9350 с ударником диаметром 25 мм, как в область геометрического центра (удар в стрингер), так и в область максимальных деформаций (смещение 5 мм от стрингера).

Построены кривые усталости для образцов без удара и выполнено сравнение с образцами похожей конфигурации из справочника ESDU. Также показано влияние ударных повреждений на усталостные характеристики образца путём сравнения кривых усталости для образцов без удара и с ударом (рисунок 4). Кривая усталости для образцов с ударом построена по результатам испытаний 5 образцов с нанесёнными ударными повреждениями энергией 5 Дж в область максимальных деформаций.

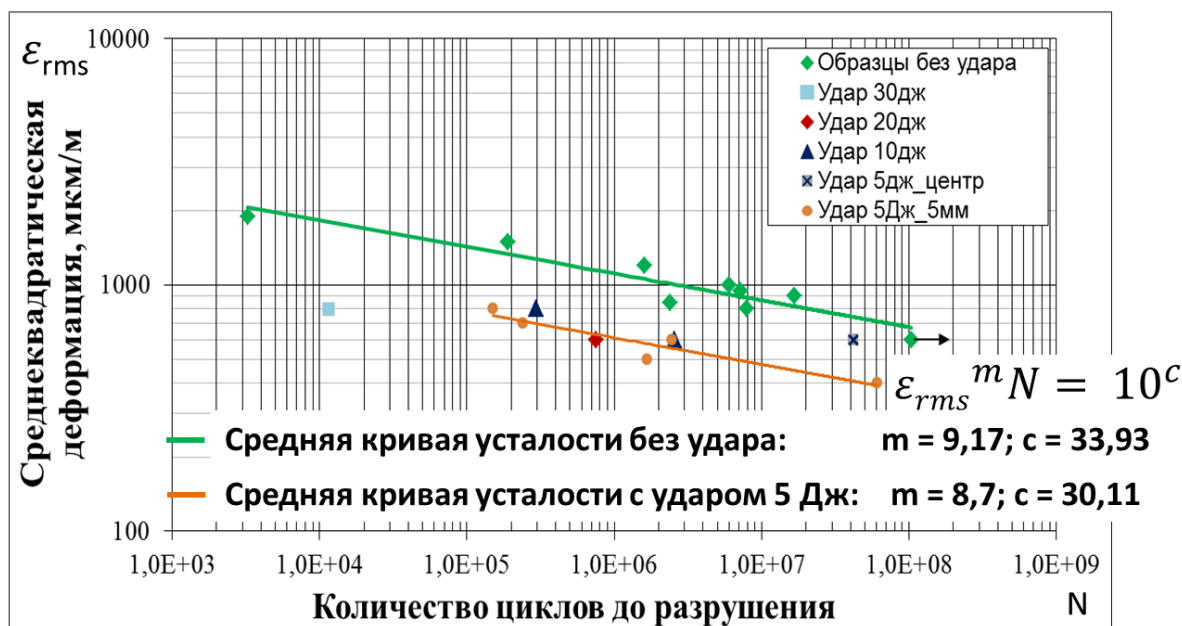


Рисунок 4 – Сравнение кривых усталости для образцов без удара и с ударом

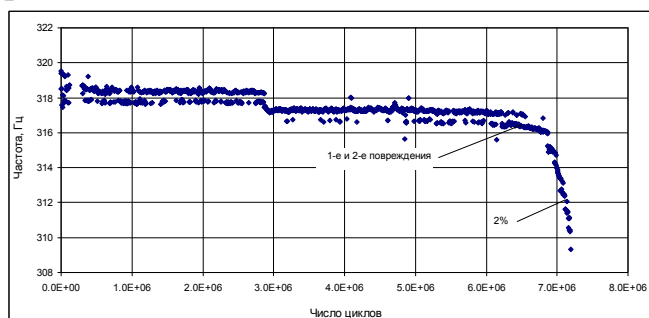
Построенные кривые усталости свидетельствуют о том, что удар 5 Дж в зону максимальных деформаций практически не влияет на показатель степени m (наклон) кривой усталости, при этом значительно снижая параметр c (среднюю долговечность) композитного соединения. Такая закономерность обусловлена тем, что наблюдаемая мода разрушения образца и принятый при построении кривых усталости критерий разрушения являются одинаковыми как для образцов с ударом, так и без удара, что было показано результатами мониторинга развития повреждений.

Мониторинг проводился с использованием различных методов, в том числе путём непрерывного контроля резонансной частоты образца в процессе вибрационных испытаний, а также неразрушающего контроля методами вибротермографии, томографии и визуальных осмотров.

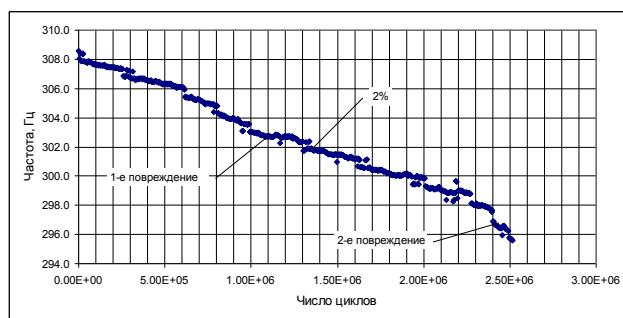
Использование такой комбинации различных методов позволило определить механизмы зарождения повреждений и моду разрушения Т-образов. Как показали результаты исследований, в обоих случаях (для образцов с ударом и без) повреждение зарождается внутри образца (будь то внутреннее расслоение от удара или усталостное растрескивание матрицы) в зоне радиусного перехода и развивается вплоть до выхода на боковую поверхность, что и является критерием разрушения. Предполагается, что для образцов без удара на стадии зарождения повреждения происходят микрорастрескивания матрицы (связующего) композитного образца. Такие повреждения не могут быть обнаружены с помощью применяемых методов НК, поскольку имеют микроскопические размеры, а также незначительно влияют или совсем не влияют на изменение резонансной частоты образца.

Дальнейший рост повреждений имел индивидуальный характер для каждого отдельно взятого образца, однако некоторые закономерности всё равно наблюдались, в особенности для образцов с ударными повреждениями. По результатам мониторинга выявлено, что по мере увеличения наработки резонансная частота для образцов с ударными повреждениями показывает стабильное падение, практически без каких-либо значимых точек перегиба (рисунок 5 а). Для образцов без ударных повреждений, напротив, наблюдается скачкообразное снижение резонансной частоты (рисунок 5 б).

Такое усталостное поведение образца может объясняться тем, что при наличии явного концентратора в виде ударного повреждения, происходит дальнейшее развитие именно этого повреждения в виде роста внутреннего расслоения. При отсутствии начального повреждения энергия накапливается внутри образца и вызывает микрорастрескивания матрицы, которые не оказывают существенного влияния на жесткостные характеристики образца. Как только микрповреждения объединяются, резонансная частота резко падает, а расслоение становится обнаруживаемым с помощью методов неразрушающего контроля, используемых в настоящей работе, а именно вибротермографии (рисунок 6) и томографии (рисунок 7). В этот момент, как правило, срабатывает один из применяемых критериев разрушения образца, который довольно широко применяется в различных литературных источниках – 2%-е снижение резонансной частоты.



а) Образец без удара



б) Образец с ударным повреждением

Рисунок 5 – Изменение резонансной частоты по мере увеличения наработки

Применение метода вибротермографии позволило в режиме реального времени наблюдать признаки развития повреждения в процессе усталостных вибрационных испытаний образца и определять зону расположения этого повреждения за счёт неравномерности изменения температурного поля на поверхности образца, как показано на рисунке 6. Такой метод можно считать перспективным средством мониторинга в процессе проведения усталостных вибрационных испытаний. При этом нагрев образца, необходимый для анализа его температурного поля, осуществляется непосредственно за счёт накопления энергии упругих деформаций от приложенной вибрационной нагрузки.

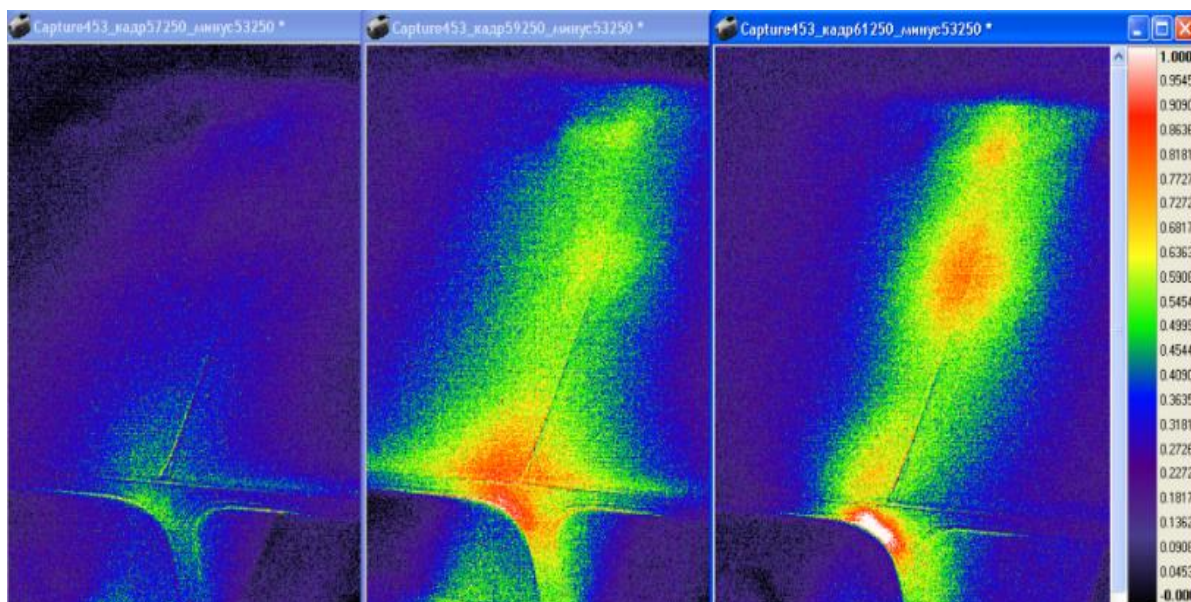
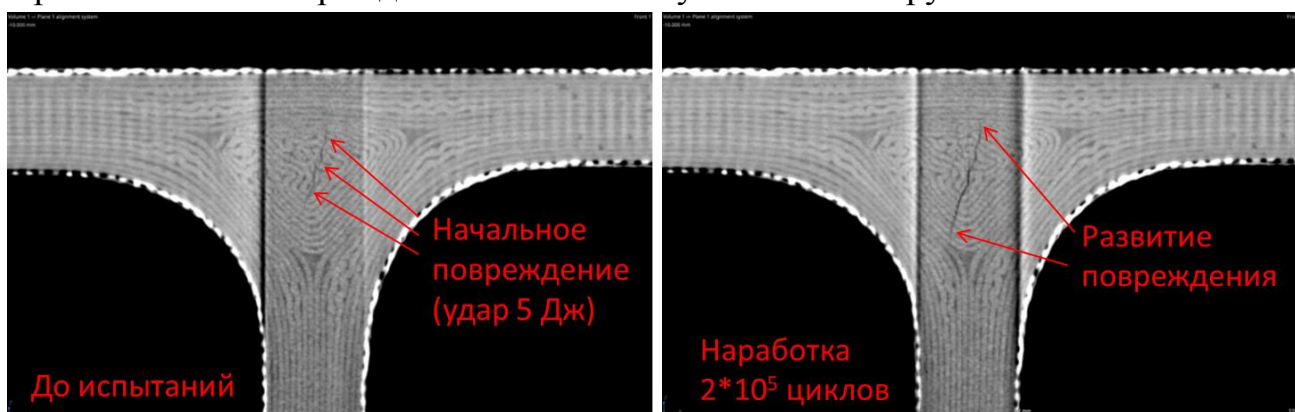


Рисунок 6 – Мониторинг развития повреждения в процессе усталостных вибрационных испытаний с помощью метода вибротермографии

С помощью метода компьютерной томографии была построена подробная 3D-модель внутренней структуры образца с ударным повреждением до и после проведения усталостных испытаний на вибростенде. Картина внутреннего повреждения для одного из сечений образца до и после испытаний показана на рисунках 7 (а) и 7 (б) соответственно. Из рисунков видно, что в результате испытаний образца в объёме наработки $2 \cdot 10^5$ циклов при уровне среднеквадратичных деформаций в зоне измерений 800 мкм/м наблюдается увеличение в 2.5 раза размера начального повреждения от удара энергией 5 Дж. При этом такое повреждение остаётся визуально необнаруживаемым.



(а) Образец до испытаний

(б) Образец после испытаний

Рисунок 7 – Развитие внутреннего повреждения в образце, обнаруженное с помощью томографии

В ходе дальнейшего развития повреждений, как для образцов с ударом, так и без удара, внутреннее расслоение растёт не только в поперечном сечении, но и в ширину образца вплоть до выхода на одну или две боковые его поверхности

(торцы). Такое повреждение может быть обнаружено визуально, как показано на рисунке 8. Выход повреждения на один из торцов Т-образца считался критерием разрушения при построении кривых усталости в настоящей работе.

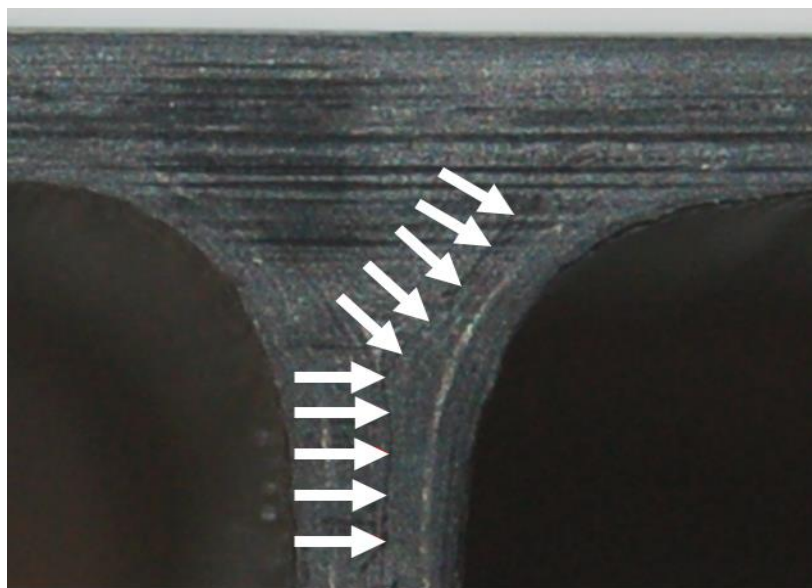


Рисунок 8 – Пример визуально обнаруживаемого расслоения на боковой поверхности (торце) исследуемого образца

Таким образом, полученные при помощи различных методов неразрушающего контроля данные дополняют друг друга и создают целостную картину о механизмах возникновения и развития повреждения в Т-образцах.

В главе 4 представлена роль проведенных исследований, предложенных подходов и методов, а также полученных результатов в рамках выполненных разработчиком ВС сертификационных работ для композитных силовых элементов планера самолёта МС-21 по условиям акустической усталости.

Представлен объём и состав расчётно-экспериментальных работ, выполняемых на объектах различного масштаба в рамках сформулированной концепции «пирамиды». Описан переход от исследуемых в настоящей диссертации КПО (Т-образцов) к натурной конструкции, включая определение с помощью расчётов и испытаний параметров, используемых в дальнейшем для обоснования ресурса конструкции, подверженной акустическим нагрузкам.

Таким образом, показана практическая реализация и внедрение результатов диссертации в рамках решения прикладных задач, стоящих перед отечественной авиационной промышленностью.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана программа расчётно-экспериментальных исследований механизмов зарождения и развития повреждений в элементах из ПКМ в условиях воздействия акустических нагрузок. На основе обзора отечественной и мировой практики обоснован выбор образца композитного соединения «обшивка-стрингер» (Т-образца) в качестве типового конструктивно-подобного образца, а также обоснована возможность применения вибрационных установок для проведения исследований поведения конструкции в заданном диапазоне воздействия акустических нагрузок.

2. Разработана математическая модель, позволяющая оценивать динамический отклик конструкции на случайное широкополосное виброакустическое нагружение, в том числе с учётом влияния дефектов различных типов и размеров. Выполнена валидация результатов расчёта на основе экспериментальных данных, ошибка по контрольным параметрам не превышает 15%.

3. На основе данных мониторинга состояния образца, в том числе с применением различных методов неразрушающего контроля, определены закономерности развития повреждений, основная мода разрушения и критерий разрушения для образцов композитного соединения. Всеми используемыми методами выявлена схожая мода усталостного разрушения, заключающаяся в развитии внутреннего расслоения в зоне радиусного перехода образца с последующим выходом этого расслоения на боковые поверхности образца.

4. Определены усталостные характеристики для образцов типового композитного соединения, в том числе с ударными повреждениями, и построены кривые усталости. Получено снижение долговечности от удара энергии 5 Дж приблизительно в 300 раз при практически неизменном показателе наклона кривой усталости. Скорость и характер развития повреждения для образцов без удара и с ударом также имеют значительные отличия.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи, опубликованные в изданиях, рекомендованных ВАК РФ:

1. Дубинский С.В., Севастьянов Ф.С., Сафонов А.А., Абаимов С.Г., Розин Н.В., Федулов Б.Н. Метод расчётного определения прочностных свойств конструкций с учётом образования микро и макро пор при вакуумной инфузии. Композиты и наноструктуры. 2016. Т. 8. № 3 (31). С. 151-159.
2. Дубинский С.В., Севастьянов Ф.С., Голубев А.Ю., Денисов С.Л., Костенко В.М., Жаренов И.А. Расчетно-экспериментальное исследование влияния виброакустических нагрузок на прочность композитного соединения. Акустический журнал. 2019. Т. 65. № 4. С. 460-470.
3. Дубинский С.В., Неделько Д.В., Парышев С.Э., Севастьянов Ф.С., Сеник В.Я. Исследование параметров рассеяния полетных нагрузок для композитных элементов несущей системы одновинтового вертолета. Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. 53. № 5. С. 111-118.
4. Дубинский С.В., Севастьянов Ф.С., Костенко В.М., Денисов С.Л. Исследование влияния ударных повреждений на усталостные характеристики композитного соединения “обшивка–стрингер” в условиях виброакустического нагружения. Акустический журнал. 2023. Т. 69. № 2. С. 261-269.

Перечень научных конференций и мероприятий, на которых докладывались результаты научно-квалификационной работы:

1. VI-я Всероссийская научно-практическая конференция «Принципы и механизмы формирования национальной инновационной системы» (Дубна, 2015 г.).
2. 17-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика» (Москва, 2018 г.).
3. Шестая Открытая Всероссийская (XVIII научно-техническая) конференция по аэроакустике (Звенигород, 2019 г.).
4. 32-й конгресс международного совета по аэронавтическим наукам (ICAS) (Шанхай, 2021 г.).
5. Всероссийский Аэроакустический Форум (Геленджик, 2021 г.).
6. II Всероссийская научно-практическая конференция «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов», 6–9 сентября 2023 г., пос. Седова Заимка, Новосибирская область.
7. XX Научно-техническая конференция по аэроакустике, 24–29 сентября 2023 г., г. Суздаль.