

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»)

УДК 629.7.018.4

На правах рукописи

экз. № 1



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»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель,
кандидат физико-математических наук
С.Л. Денисов

Жуковский 2025

СОДЕРЖАНИЕ

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ	4
ВВЕДЕНИЕ.....	5
1 ОБЗОР ПРИМЕНЯЕМЫХ МЕТОДОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ И ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ	14
1.1 Принципы обеспечения эксплуатационной живучести композитных авиационных конструкций.....	14
1.1.1 Категории допускаемых повреждений	18
1.1.2 Повреждения, связанные с климатическим старением	22
1.1.3 Принципы обеспечения безопасности конструкций с необнаруживаемыми ударными повреждениями.....	25
1.1.4 Принципы обеспечения безопасности конструкций с обнаруживаемыми повреждениями	31
1.1.5 Обоснование прочности конструкций с ударными повреждениями	36
1.2 Формирование принципов обеспечения прочности конструкций, подверженных акустическим нагрузкам	40
1.2.1 Выбор объекта исследований	46
1.2.2 Подготовка и изготовление образцов	49
1.2.3 Методика определения эффективных механических характеристик материала	56
2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ОТКЛИКА КОНСТРУКЦИИ ИЗ ПКМ НА СЛУЧАЙНОЕ ВИБРОАКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ	68
2.1 Математическая модель	68
2.1.1 Модальный анализ	69
2.1.2 Расчёт отклика конструкции на случайное виброакустическое воздействие.....	73

2.2	Конечно-элементная модель	91
2.2.1	Исходные данные для моделирования	96
2.2.2	Результаты расчёта	106
2.3	Моделирование влияния дефектов на параметры динамического отклика объекта исследования	113
2.3.1	Доработка исходной модели.....	114
2.3.2	Результаты расчёта	118
3	ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСТАЛОСТНОГО ПОВЕДЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ ПРИ ВИБРОАКУСТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ	128
3.1	Усталостные испытания на вибростенде.....	128
3.1.1	Методика вибрационных испытаний.....	129
3.1.2	Перечень образцов для испытаний	130
3.1.3	Результаты испытаний	132
3.2	Исследование характера возникающих повреждений	146
4	ОБОСНОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ПРОЦЕССЕ СЕРТИФИКАЦИИ	149
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	157
	СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	158
	Приложение А. Программа и методика усталостных вибрационных испытаний композитных Т-образцов.....	165
	Приложение Б. Акты внедрения результатов работы	184

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

BVID	–	едва заметное ударное повреждение (Barely Visible Impact Damage)
ВПП	–	взлётно-посадочная полоса
ВС	–	воздушное судно
КПО	–	конструктивно-подобный образец
КЭ	–	конечно-элементный
КЭМ	–	конечно-элементная модель
ЛА	–	летательный аппарат
МКЭ	–	метод конечных элементов
НДС	–	напряжённо-деформированное состояние
НК	–	неразрушающий контроль
ПК	–	программный комплекс
ПКМ	–	полимерный композиционный материал
СКЗ	–	среднеквадратическое (среднеквадратичное) значение
СПМ	–	спектральная плотность мощности
УЗК	–	ультразвуковой контроль
ЦАГИ	–	Центральный Аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность исследуемой 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 [1] разрушения стабилизатора, рулей высоты и направления и киля турбореактивного самолёта. Усталостные повреждения от акустических нагрузок наблюдались как на отечественных самолётах, таких как Ту-104, Ту-124, Ту-134, Ту-144, Ту-154, Як-42, Ил-18, Ил-62, М-15 и др, так и на зарубежных военных самолётах F-15, B-1 и на некоторых пассажирских самолётах Boeing и Airbus.

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 п. 25.571(d) [2].

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 по условиям усталостной прочности при воздействии виброакустических нагрузок, согласно требованиям п. 25.571(d) АП-25 [2]. Самолёт с композитным крылом и оперением в отечественной практике был создан впервые, поэтому исследования поведения конструкций из ПКМ и определение 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-ракетоуплана «Буран». В ходе создания данного летательного аппарата в ЦАГИ была создана уникальная испытательная установка – реверберационная камера РК-1500, позволившая с высокой точностью воспроизводить 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 сверхзвуковых.

Теоретические основы акустической усталости были заложены в 50-60-х годах 20-го века в работах J.W. Miles [3] и A. Powell [4], 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 [5] и AGARDograph [6], 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 [7] и Y. Xiao [8].

Что касается расчётных методов, то наиболее широкое применение получил метод конечных элементов (МКЭ), который на основе решения уравнений теории упругости с высокой точностью анализировать напряжённо-деформированное состояние (НДС) конструкции. Такие работы были выполнены, например, L.C. Chow [7], R.M. Ajaj [9], Y. Xiao [10], C. Uz [11], G. Di Spirito [12] 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) [2].

Целью настоящей 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.

В задачи работы входит:

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 работы заключается в следующих результатах:

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 [2].

Разработанный подход может также применяться при создании перспективных образцов летательных аппаратов, в том числе сверхзвуковых, для которых, как правило, проблема акустической усталости имеет наибольшую практическую важность.

Внедрение заключается в том, что разработанный подход к обоснованию ресурса силовых элементов и полимерных композиционных материалов пассажирского самолёта был применён при сертификации самолёта МС-21-300 в соответствии с требованиями пункта 25.571(d) Авиационных Правил АП-25.

Результаты исследований отмечены дипломами на конкурсе ФАУ «ЦАГИ» за «Лучшие научно-исследовательские работы в области экспериментальной техники, измерительных, управляющих и вычислительных систем и методики эксперимента» и на конкурсе «Будущее ЦАГИ – 2023» в номинации «Лучшее научное исследование».

Основные результаты исследований внедрены в учебный процесс кафедры 902 «Сопротивление материалов, динамика и прочность машин» Московского Авиационного Института, а также в ФАУ «ЦАГИ» в работах по формированию научно-технического задела в направлении разработки новых подходов по обеспечению акустической прочности авиационных конструкций.

На защиту выносятся следующие положения:

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.

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 движения в модальных координатах с применением преобразований Фурье.

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

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 аэронавтическим наукам (ICAS) (Шанхай, 2021 г.) и 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 «обшивки-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.

Соответствие паспорту специальности

Содержание диссертации полностью соответствует направлениям исследований, указанным в паспорте специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов», по пункту 2 «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».

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 86 рисунков и 21 таблицы. Список использованных источников включает в себя 66 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, а также обоснован выбор образца композитного соединения «обшивка-стрингер» (Т-образца) в качестве объекта исследования в настоящей работе.

В главе 2 разработана математическая модель отклика конструкций из ПКМ на случайное виброакустическое воздействие, в том числе с учётом начальных дефектов, и выполнена валидация результатов расчёта на основе полученных экспериментальных данных на вибростенде.

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

В главе 4 представлена реализация разработанного подхода в рамках сертификации композитных силовых элементов самолёта МС-21 по условиям виброакустической усталости.

В приложении А приведена разработанная программа и методика усталостных вибрационных испытаний композитных Т-образцов.

В приложении Б приведены акты внедрения результатов работы.

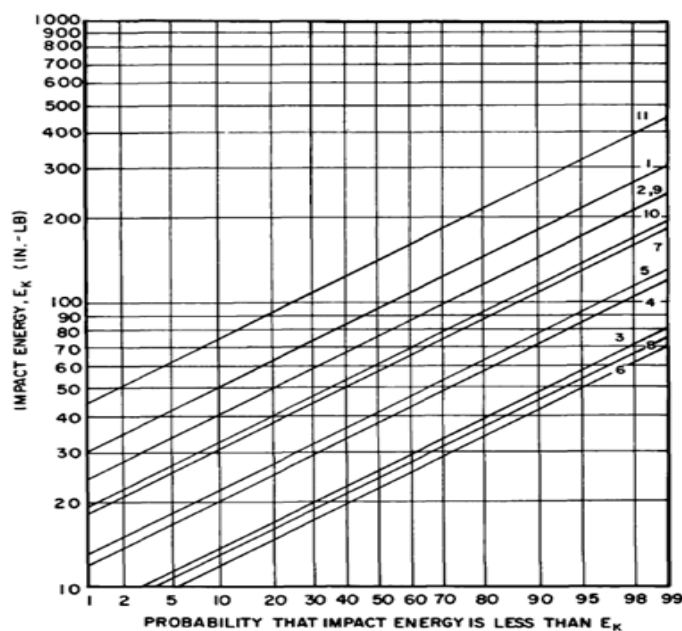
Благодарности. Автор выражает глубокую благодарность научному руководителю к.ф.-м.н. Денисову С.Л. и рецензенту к.т.н. Лимонину М.В. за консультации в процессе написания и оформления работы, а также научно-исследовательскому коллективу ФАУ «ЦАГИ» в составе Дубинского С.В., Костенко В.М., Ордынцева В.М. и Жарёнова И.А. и коллективу ПАО «Яковлев» в составе Барышевой Д.В. и Никитина Е.А. за активное совместное участие в работах, вошедших в материалы диссертации.

1 ОБЗОР ПРИМЕНЯЕМЫХ МЕТОДОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ И ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ

1.1 Принципы обеспечения эксплуатационной живучести композитных авиационных конструкций

Принципы и методологические основы обеспечения эксплуатационной живучести тяжёлых коммерческих самолётов с композитным крылом, фюзеляжем и оперением, таких как Boeing 787 и Airbus 350 были заложены в работах второй половины двадцатого века [13], [14], [15], [16], [17], [18], [19].

Одной из первых работ по этой теме стала работа Sikorsky Aircraft Division 1980 г., в которой был предложен подход обеспечения живучести композитных элементов [13], принятый впоследствии многими ведущими авиапроизводителями. В соответствии с ним конструкция разбивается на зоны, для каждой из которых идентифицируется наиболее тяжёлый из возможных сценариев случайного повреждения (связанных, как правило, с ударами), а затем, исходя из предположений о частоте этих событий и продолжительности эксплуатации, прогнозируется вероятность их реализации. На рисунке 1.1 приведены сценарии ударных воздействий и вероятности превышения соответствующих энергий, сформулированные для композитной секции фюзеляжа вертолёта типа Black Hawk.



- | | | |
|--|---|--|
| 1. Падение ящика с аварийным комплектом (углом.) | 6. Удар соединительной муфтой пневмошланга при наземном запуске двигателя | 10. Удар в край или угол открытого люка упавшим инструментом |
| 2. Падение ящика с аварийным комплектом (плашмя) | 7. Хожение по конструкции | 11. Удар наземными объектами (камни, обломки) |
| 3. Падение инструмента | 8. Наступание ботинком | |
| 4. Падение запчасти | 9. Удар краем или углом снятой с конструкции панели | |
| 5. Удар заправочной горловиной | | |

Рисунок 1.1 – Сценарии ударных повреждений и вероятности превышения энергии [13]

В 80-х годах 20 века был выполнен ряд работ по сбору эксплуатационных данных о случайных ударных повреждениях на парках военных самолётов с металлическими и композитными элементами [14], [15], [16], [17], [18]. На основе этих данных в [19] была сделана оценка максимальной энергии, которую самолёт может встретить за срок службы. Источники ударных воздействий были классифицированы на полётные и связанные с техническим обслуживанием. В предположении, что полётные повреждения в основном возникают вследствие воздействия посторонних объектов, например ударов камней с ВПП или кусков лопнувшей обшивки, было предложено энергию ударов этого типа определять по взлётной или посадочной скорости самолета. Это дало оценку примерно 60 м/с (220 км/ч или 200 футов в секунду). Скорость удара при техническом обслуживании, связанного с падением инструментов, столкновениями или

хождением по конструкции, по оценке не превышает 6 м/с (22 км/ч или 20 футов в секунду). С учётом массовых характеристик типовых источников ударных воздействия в этих предположениях диапазон возможных энергий составляет от 4 до 100 футо-фунтов (от 7 Дж до 136 Дж).

На основе этих, а также собственных оценок в работе [19] впервые был сформулирован комбинированный критерий пороговых характеристик для композитных конструкций. Для этого в [19] по металлическим вмятинам на самолётах F-4, F-111, A-10 и F-18V были исследованы интенсивности эксплуатационных повреждений, а по ударам в композитные панели крыла самолёта F/A-18A границы визуальной контролепригодности. Предложенный критерий определяет пороговое значение допускаемого повреждения по двум параметрам: по максимальной энергии, удар с которой реалистично встретить за срок службы, или по глубине вмятины в ПКМ, которая визуально обнаруживается при осмотре, в зависимости от того, какое событие, (удар или обнаружение), произойдёт раньше. Количественно пороговые значения устанавливаются как энергия удара 100 футо-фунтов (136 Дж) и вмятина (поверхностное расслоение) глубиной 0.05 дюйма (1.27 мм). На рисунке 1.2 из [19] приведена функциональная зависимость, определяющая области применения этого критерия. Для конструкций, имеющих толщину ламината менее 0.05 дюйма (1.5 мм), применяется критерий сквозного дефекта, для обшивок толщиной 0.05...0.4 дюйма 1.5 (до 10 мм) – критерий визуальной контролепригодности, для больших толщин – пороговая энергия 100 футо-фунтов (136 Дж).

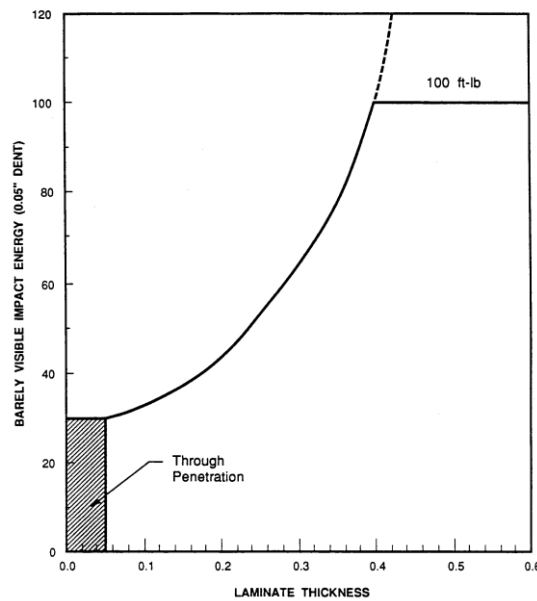


Рисунок 1.2 – Комбинированный критерий пороговых характеристик в зависимости от энергии удара и толщины обшивки [19]

Для доказательства того, что этот критерий применим не только для маневренных самолётов, на которых он был получен, но и для композитных конструкций гражданских самолётов, расчётом было показано, что он обладает достаточной степенью консерватизма: для конструкции крыла самолёта F/A-18A был выполнен расчёт базисных значений предельных деформаций в нескольких зонах крыла для ряда сценариев эксплуатационных повреждений. В качестве сценариев были рассмотрены: удар 100 футо-фунтов (136 Дж), вмятины минимально обнаруживаемой глубины (Barely Visible Impact Damage - BVID) и распределение по энергиям, полученное в результате обработки данных эксплуатации. Было показано, что расчётные значения, полученные по реальным эксплуатационным данным более чем в 2 раза выше, чем полученные для критериев 100 футо-фунтов (136 Дж) и BVID, то есть сформулированный комбинированный критерий обеспечивает двукратный запас прочности. На основании этого Boeing и другие североамериканские ОКБ до настоящего времени используют этот критерий при проектировании самолётов.

Говоря о принципах живучести, разработанных и используемых при сертификации композитных конструкций, следует отметить ещё две работы. В работе [20], также посвящённой вероятностному проектированию

авиаконструкций из ПКМ была собрана статистика по 1484 случайным повреждениям от низкоскоростных ударов на композитных элементах самолётов американских авиакомпаний Delta Airlines, United Airlines и American Airlines при общем налёте 3 814 805 летных часов. В отечественном исследовании [21] была собрана статистика по дефектам и повреждениям на композитных элементах МиГ-29, Ан-124, Су-27, Су-25, положенная в основу методологии вероятностного анализа безопасности самолёта за срок его службы [22].

В настоящее время в соответствии с рекомендациями нормативных документов [23], [24] принцип эксплуатационной живучести композитных конструкций реализуется путём:

- обеспечения уровня напряжений в конструкции, при котором в пределах допустимых в эксплуатации наработок отсутствует рост возможных производственных и эксплуатационных дефектов («подход неразвития повреждений»);
- обеспечения остаточной прочности повреждённой конструкции, необходимый уровень которой определяется в зависимости от категории возможного повреждения;
- создания конструкции с многопутной передачей нагрузки и с элементами, тормозящими развитие повреждений (принцип «безопасного разрушения»);
- применения рациональной системы эксплуатационного контроля целостности конструкции.

1.1.1 Категории допускаемых повреждений

Основными особенностями ПКМ, требующими учёта при оценке допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции, являются их гетерогенность, анизотропия, повышенная чувствительность к факторам окружающей среды, концентраторам напряжений и ударным воздействиям, отличная от металлов сопротивляемость усталости и коррозии, многообразие форм разрушения, включая нарушение целостности (растрескивание, расслоения, непрочности и т.п.) собственно материала. Это обуславливает, по

сравнению с металлами, существенно большую роль при оценке прочности и разбросов, материаловедческих и технологических факторов, ограниченные возможности расчётов, необходимость значительного объёма дополнительных экспериментальных исследований и сертификационных испытаний. При этом методы и принципы определения соответствия должны обеспечивать эквивалентную или большую безопасность по условиям прочности при длительной эксплуатации композитных частей конструкции по отношению к металлическим.



Рисунок 1.3 – Обеспечение эксплуатационной живучести металлических и композитных (металлокомпозитных) конструкций

В силу особенности кинетики развития повреждений в ПКМ, широко применяемый для металлических конструкций принцип контролируемого медленного роста трещин до надёжно обнаруживаемого размера, для конструкций из композиционных материалов не применим. Вместо него используется принцип допускаемых дефектов, которые не должны развиваться при нагрузках эксплуатационного спектра вплоть до обнаружения на тяжёлых формах технического обслуживания (рисунок 1.3).

В нормативных документах [23], [24] рекомендуется нижеследующее распределение повреждений (категорирование) конструкции из ПКМ. Предложенное распределение и все фактические значения размеров

повреждений и энергий воздействий требуют обязательного обоснования и согласования с авиационными властями. В процессе обоснования характеристик живучести необходимо подтвердить, что принятые значения размеров повреждений соответствующих Категорий соответствуют требуемой вероятности их обнаружения (рисунок 1.4).

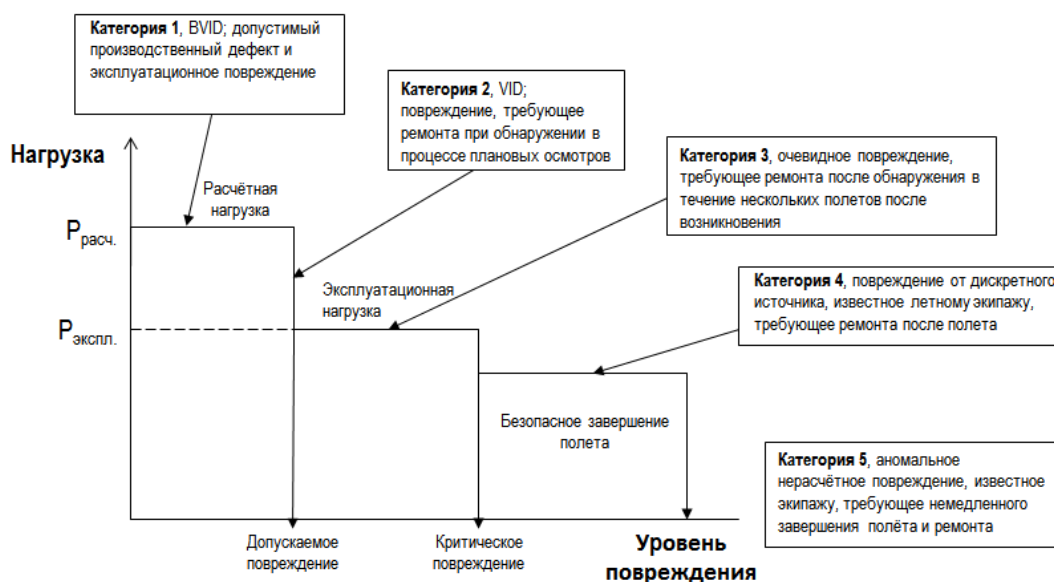


Рисунок 1.4 – Категорирование повреждений, рекомендованное в [23], [24]

Категория 1. Допустимые дефекты и повреждения, которые могут оставаться необнаруженными во время плановых или целевых осмотров. Обоснование допустимости повреждения Категории 1 включает демонстрацию статической прочности от расчетных нагрузок в течение всего периода эксплуатации. К повреждениям Категории 1 можно отнести вмятины с глубиной на границе контролепригодности и допустимые дефекты, возникающие при производстве и эксплуатации, (например, небольшое расслоение, пористость, мелкие царапины, незначительные последствия воздействия окружающей среды).

Категория 2. Повреждение, которое надёжно обнаруживается при плановых или целевых осмотрах, проводимых через установленные в эксплуатационной документации интервалы (при инструментальном и детальном визуальном контроле на тяжелых формах периодических осмотров). Обоснование Категории 2 включает демонстрацию неразвития повреждения в

течение наработки, установленной до следующей формы технического обслуживания, на котором оно надёжно обнаруживается, сохранение за это время остаточной прочности при действии нагрузки превышающей эксплуатационную, (величина этой нагрузки устанавливается на основании специального анализа), и доказательство надежности метода целевого осмотра на соответствующей форме. Основными причинами возникновения повреждений Категории 2 являются ударные воздействия различной природы при эксплуатации и техническом обслуживании, а также сильный град и воздействие молнии, если последнее не являются очевидными экипажу.

Категория 3. Повреждение, которое может быть надёжно обнаружено в пределах нескольких полетов техническим персоналом, не обладающим специальными навыками контроля конструкций из ПКМ. Обоснование живучести в случае повреждения Категории 3 включает подтверждение надёжного его обнаружения при предполётном и послеполётном визуальном осмотре, сохранение прочности не ниже соответствующей эксплуатационной или близкой к ней нагрузке в течение не нескольких полётов и демонстрацию неразвития повреждения в течение этой наработки. С практической точки зрения основным отличием повреждений Категории 2 от Категории 3 является требование демонстрации остаточной прочности при эксплуатационной нагрузке для повреждений большого размера, например обширную вмятину. Другими примерами повреждения Категории 3 являются такие очевидные отклонения, как утечки топлива, отказы бортовых систем, посторонние звуки в салоне и т.д.

Категория 4. Повреждение от дискретного источника, известное экипажу, которое приводит к ограничению маневренных перегрузок для завершения полёта. Обоснование прочности при повреждении Категории 4 предполагает демонстрацию остаточной прочности от статических нагрузок в соответствии с требованиями в АП § 25.571, которых можно ожидать при завершении полета, в котором имело место повреждение. Размер повреждения должен быть основан на реальной оценке профиля полета и потенциально реализуемых видах

дискретных источников, включая удар птицы, разлёт обломков двигателя, разрыв пневматика и сильный полётный град.

Категория 5: Серьезное повреждение, вызванное аномальными наземными или полетными явлениями, которое не входит в расчетные критерии или процедуры обоснования прочности конструкции. Единственным способом обеспечения безопасности конструкции ВС от повреждений Категории 5 является немедленное прекращение или завершение эксплуатации ВС после обнаружения или получения сообщения о случившемся инциденте. Примеры повреждения Категории 5 включают в себя сильные столкновения транспортных средств с воздушными судами, аномальные полётные перегрузки, аномально жесткие посадки, потерю частей конструкции в полете, а также тупые удары большой площади и высокой энергии.

В соответствии с этим категорированием, случайные эксплуатационные повреждения можно условно разделить на необнаруживаемые (Категория 1), обнаруживаемые на различных этапах обслуживания самолёта, (Категории 2, 3) и мгновенно очевидные экипажу или техническому персоналу (Категории 4, 5). Рассмотрим более подробно случайные эксплуатационные повреждения Категорий 1-3. Источники этих повреждений в соответствии с [25] могут быть классифицированы следующим образом:

- ударные воздействия
- влияние окружающей среды
- коррозионные поражения
- усталость материала.

Последние два фактора не являются критичными для конструкций из ПКМ, поэтому ограничим рассмотрение влиянием ударных воздействий и климатических факторов.

1.1.2 Повреждения, связанные с климатическим старением

Влияние температуры, влажности и других факторов окружающей среды, а также связанного со временем старения могут приводить к деградации свойств

композиционного материала и выполненных из него элементов конструкций, (особенно зон соединений и различных нерегулярностей). Соответствующие явления должны быть специально рассмотрены на предмет их повреждающего действия и допускаемого в этой связи уровня повреждений.

Натурные испытания агрегатов и планера, которые пока что остаются наиболее надёжным средством выявления ожидаемых в эксплуатации повреждений, как правило, проводятся при нормальных условиях (комнатной температуре и влажности), поэтому при оценке прочности и долговечности вводятся дополнительные коэффициенты безопасности и надёжности на воздействие окружающей среды. При этом должно быть обосновано, что выбранные величины коэффициентов позволяют адекватно учитывать влияние эксплуатационных значений влагонасыщения, температуры и климатического старения.

К пониманию того, что наиболее надёжным способом соответствующего обоснования является опыт длительной эксплуатации в реальных условиях, в США пришли ещё в семидесятых годах прошлого века. С целью проведения такого рода исследований под эгидой NASA в 1977 была инициирована программа «Энергетическая эффективность самолёта» (ACEE - Aircraft Energy Efficiency), в рамках которой была выпущена и установлена на нескольких типах эксплуатируемых пассажирских самолётов, (в том числе на Boeing 727, Boeing 737, Lockheed L-1011 и Douglas DC-10) партия композитных элементов оперения и механизации (киль, стабилизатор, рули высоты и направления, элерон). В частности 5 самолётов Boeing 737 были оснащены углепластиковым стабилизатором.

Таблица 1.1 – Нарботка исследованных самолетов Boeing 737

№	Дата ввода в эксплуатацию	Достигнутая наработка
1	2 мая 1984	60000 часов, 45000 полётов
2	21 марта 1984	62000 часов, 47000 полётов
3	11 мая 1984	17300 часов, 19300 полётов
4	17 июля 1984	39000 часов, 55000 полётов
5	14 августа 1984	52000 часов, 48000 полётов

После 18 лет эксплуатации этих самолётов на коммерческих авиалиниях, (таблица 1.1), стабилизаторы были демонтированы и детально исследованы в Национальном институте авиационных исследований (NIAR - National Institute for Aviation Research). С учётом того, что за столь длительный срок средства неразрушающего контроля ПКМ существенно продвинулись, в конструкциях были найдены некоторые дефекты, необнаруженные на этапе производства, в частности повышенная пористость и расслоения в зоне сбега стрингеров, рисунок 1.5. Однако анализ не выявил ни снижения остаточной прочности, ни каких-либо следов усталостных разрушений.

В результате был сделан вывод, что конструкция отлично выдержала восемнадцатилетний срок эксплуатации без видимых эффектов старения, характерных для металлических авиаконструкций с аналогичным сроком эксплуатации и что применяемые в авиастроении материалы и технологии позволяют создавать конструкции, не подверженные климатическому старению [26].

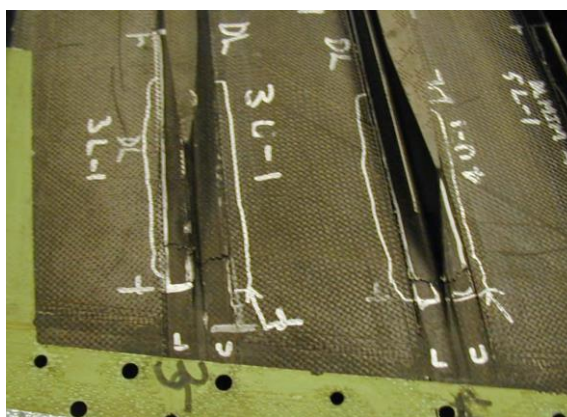


Рисунок 1.5 – Расслоения в зоне сбега стрингеров

Наряду с опытом сертификации и эксплуатации композитных элементов хвостового оперения парков Boeing 757/767/777 [26], [27], [28], [29] эти результаты по сей день используются для доказательства того, что влияние окружающей среды не приводит к снижению долговечности конструкций из композиционных материалов. Таким образом, случайные ударные повреждения остаются основным фактором, определяющим уровень допускаемых повреждений в ПКМ.

1.1.3 Принципы обеспечения безопасности конструкций с необнаруживаемыми ударными повреждениями

Согласно рекомендациям зарубежных и отечественных нормативных документов [23], [24] для композитной конструкции должно быть показано, что любое ударное повреждение, ожидаемое при производстве и в эксплуатации, размер которого не превышает порог контролепригодности (BVID), не должно приводить к уменьшению статической прочности ниже расчётных значений.

С учётом повышенного риска для ПКМ пропустить не обнаруживаемое при внешнем осмотре повреждение (рисунок 1.6), это требование приводит к необходимости дополнить подход обеспечения живучести композитов по сравнению с подходом обеспечения живучести металлических конструкций еще одним «измерением»: наряду с визуальным контролем дефектов ввести контроль интенсивности ожидаемых ударных воздействий.

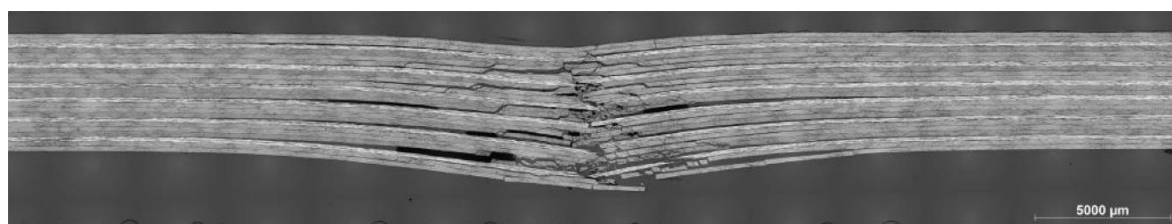


Рисунок 1.6 – Невидимое снаружи расслоение от удара

Другими словами, для заданного элемента конструкции необходимо спрогнозировать максимальную энергию удара, которая может встретиться при эксплуатации, и продемонстрировать способность поврежденной конструкции выдерживать расчётную нагрузку. В этой связи область, которая соответствует повреждениям Категории 1, можно назвать областью «безопасного ресурса с допускаемыми необнаруживаемыми повреждениями». Она ограничена двумя порогами, рисунок 1.7: порогом по обнаруживаемости (для более тонких обшивок, на которых остаются следы от ударов) и порогом по интенсивности удара, который реалистично встретить в процессе эксплуатации (для более толстых обшивок).

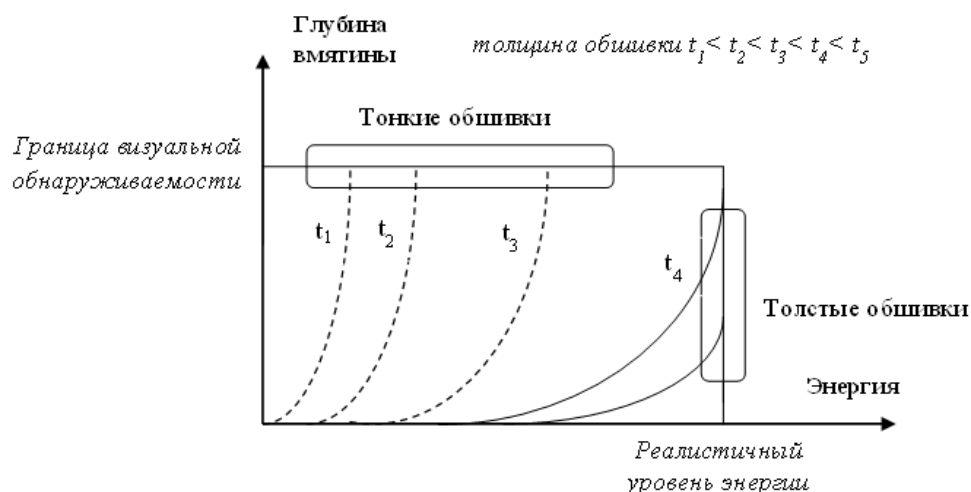


Рисунок 1.7 – Область безопасного ресурса с допускаемыми необнаруживаемыми повреждениями

1.1.3.1 Порог визуальной контролепригодности (BVID)

Несмотря на всё более широкое распространение ПКМ в силовых элементах планера самолёта базовые методы контроля целостности конструкции в эксплуатации существенно не меняются, поскольку введение дополнительных средств аэродромного контроля по сравнению с теми, что традиционно и успешно используются последние десятилетия, означает увеличение временных и финансовых затрат на эксплуатацию самолёта. Поэтому принятый подход для композитов заключается в том, что основным методом контроля целостности конструкции остаётся визуальный осмотр. Если при визуальном осмотре обнаруживаются какие-либо признаки нарушения целостности, то выполняется углублённый анализ состояния ПКМ в указанной зоне с использованием инструментальных средств. Если у дефекта такие признаки отсутствуют, то он считается необнаруживаемым и повреждённая конструкция должна соответствовать критериям Категории 1, то есть обеспечивать статическую прочность при приложении расчётной нагрузки.

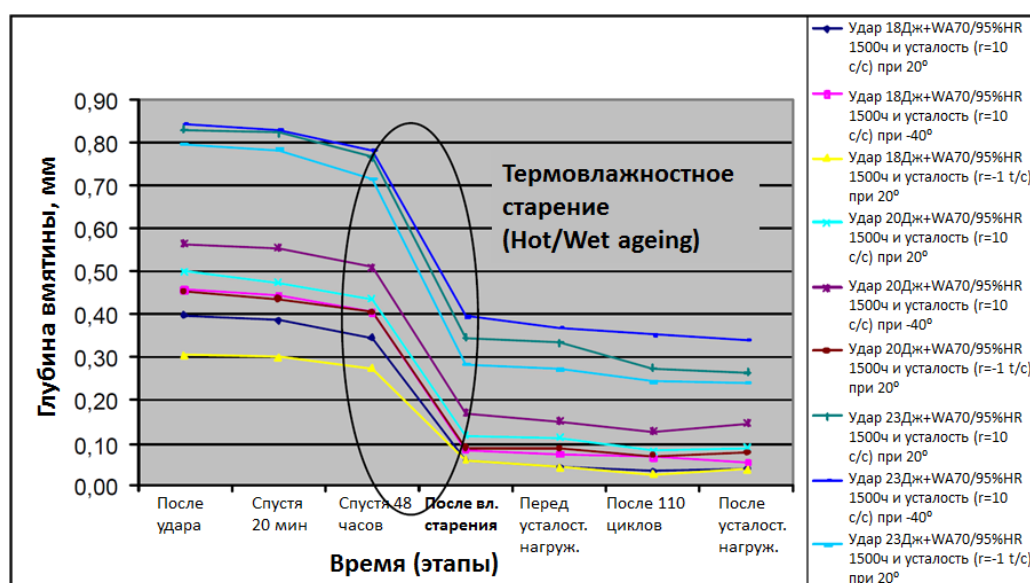
В качестве меры визуально обнаруживаемого дефекта в ПКМ обычно принимается глубина вмятины, хотя термин «вмятина» не является в строгом смысле корректным для слоистых композитов, поскольку при больших

повреждениях речь, как правило, идёт о разрушении нескольких поверхностных слоёв или поверхностном расслоении. Для тонких обшивок, работающих как мембрана, такой выбор не очень оправдан, поскольку в таких элементах энергия или преобразуется или в упругие колебания, или в сквозной дефект, а вмятины образуются в очень узком диапазоне энергий.

Однако, последствия низкоскоростного удара наиболее опасны не для тонкостенных, а для толстостенных конструкций (типа панелей крыла), в которых значительные внутренние расслоения могут иметь незначительные внешние проявления. В этом случае вмятины образуются в достаточно широком диапазоне энергий и их глубина может использоваться как мера обнаруживаемости последствий удара. В работе [30], выполненной Northrop и Boeing были проведены обширные исследования влияния ударных воздействий по типовым зонам конструкций крыла из ПКМ. В результате этих исследований были получены соотношения, связывающие определяющее толщину панели и то, какой порог, - по энергии или обнаруживаемости, - следует использовать для данной толщины, рисунок 1.7.

Ответ на вопрос какую глубину вмятины следует принимать за надёжно обнаруживаемую, не является универсальным. Он зависит от особенностей конструкции, программы технического обслуживания, квалификации персонала и ряда других факторов. Для их учёта разработчиками авиационной техники ведутся специальные исследования применительно к конкретным типам ВС [31], [32], [33], а также в более широкой постановке для определения глобальных закономерностей [34], [35], [36]. Например, в работе Aerospatiale [31] было показано, что при детальном осмотре с надёжностью не ниже 90% при уровне доверия 95% обнаруживаются вмятины глубиной от 0,3 до 0,5 мм. Компанией Boeing для самолёта 787 был принят критерий 0,01...0,02 дюйма [32], что соответствует тому же диапазону. В целом можно сказать, что существенных различий между значениями BVID, принятыми у разных разработчиков в мире не наблюдается.

Важным явлением, о котором необходимо упомянуть при обсуждении вопросов, связанных с установлением порога визуальной контролепригодности, является уменьшение со временем размера вмятины вследствие эффекта релаксации, которая может усиливаться под влиянием циклических нагрузок и термовлажностного старения. Впервые этот эффект был обнаружен в 90-е годы [37], [38], позже исследования были продолжены Airbus [33]. На рисунке 1.8 из этой работы приведены данные о влиянии различных факторов на уменьшение глубины вмятины в композитной конструкции, из которых следует, что сильнее всего на релаксацию вмятины в ПКМ влияет эффект влагонасыщения.



WA70 – Wet Ageing 70 / Влажное старение при 70 °, HR – Humidity Ratio / Уровень влагонасыщения, r – коэффициент асимметрии цикла, c/c – compression/compression (сжатие-сжатие), t/c – tension/compression (растяжение-сжатие)

Рисунок 1.8 – Эволюция глубины вмятины при приложении воздействий в различной последовательности [32]

1.1.3.2 Пороговая энергия

Идентификация уровня энергии, соответствующего понятию *реалистичный*, есть более трудная и неоднозначная задача, чем определение порога визуальной контролепригодности. Существует два подхода к решению

данной задачи, каждый из которых признаётся сертифицирующими органами FAA и EASA приемлемым способом обоснования.

Детерминистический подход. Как было отмечено выше, в 1980-х годах для обоснования реалистичных уровней энергии использовался детерминистический подход, (рисунок 1.1), в котором просто задавалась энергия удара по известной массе и скорости объекта для выбранного сценария повреждающего воздействия. В соответствии с этим подходом были установлены пороговые значения для ряда композитных самолётов.

Например, при сертификации композитных элементов Airbus 320, в качестве критерия была использована оценка кинетической энергии ящика с инструментом, падающего с уровня груди. На её основании были приняты уровни пороговой энергии 50 Дж для основной конструкции и 140 Дж для горизонтального оперения, где есть риск падения ящика с большой высоты при проведении работ на верхней поверхности киля [39].

При сертификации самолёта Boeing 787 использовались результаты и рекомендации работы [19], на основании чего было принято пороговое значение энергии 100 футо-фунтов или 136 Дж [32]. В процессе сертификации было показано, что статическая прочность конструкции с повреждениями, полученными в результате удара с такой или меньшей энергией, не становится меньше расчётных значений для всех полётных случаев, и что соответствующие повреждения удовлетворяют принципу неразвития (или незначительного развития с последующим торможением) в течение всего срока службы. Принцип неразвития в интерпретации Boeing заключается в отсутствии появления в течение всего времени эксплуатации, в том числе после эксплуатационной нагрузки, существенных (detrimental) повреждений, вызванных усталостным нагружением. Проверка неразвития повреждений проводится приложением нагрузок усталостного спектра, эквивалентных трём проектным ресурсам с коэффициентом форсирования по нагрузке.

Вероятностный подход. В работе [40] впервые был представлен альтернативный подход, основанный на вычислении порогового уровня энергии

по статистическим данным из эксплуатации и введении вероятностного определения понятия *реалистичный*. В одном из вариантов, который представляется достаточно консервативным, было предложено реалистичный уровень энергии определить как энергию, удар с которой каждый самолёт встречает не чаще, чем один раз за срок службы. Принимая, что для современных типов самолётов предельные ресурсы составляют порядка 10^5 лётных часов (л.ч.), пороговая энергия определяется вероятностью на один лётный час:

$$P_{real} = 10^{-5}. \quad (1)$$

Вероятность получения в эксплуатации ударного повреждения с энергией, превышающей некоторое значение E_j , было предложено рассматривать как произведение вероятностей двух независимых событий: вероятности получения удара в эксплуатации и вероятности превышения энергии определенного уровня:

$$P_{real} = P_{impact} \cdot P(E > E_j). \quad (2)$$

Для определения вероятности получения удара в эксплуатации были использованы результаты работы [20], по данным которой вероятность возникновения повреждений от низкоскоростных ударов для всего самолёта можно оценить как $3,9 \cdot 10^{-4}$ на час полета. Хотя это значение относится к конструкции в целом и для конкретной зоны самолета должно быть ниже, разумно предположить, что вероятность получения ударного повреждения для элемента является величиной того же порядка:

$$P_{impact} = 10^{-3}. \quad (3)$$

Для оценки вероятности превышения энергии удара были опять же использованы данные работы [19]. На основе зависимости, взятой из этой работы, характеризующей повторяемость энергий удара, приведённой на рисунке 1.9, был выведен логарифмически линейный закон, связывающий вероятность $p(E_j)$ превышения заданного уровня энергии E_j для случайного ударного повреждения:

$$P(E > E_j) = 10^{-\frac{E_j}{15}}. \quad (4)$$

Подставляя (1), (3) и (4) в (2), получаем, что вычисленная по данной методике величина порогового значения энергии составляет порядка $E_j=30$ Дж. По данным [33] эта оценка подтверждается многолетним опытом эксплуатации парка самолётов Airbus 320. На основании этих данных и описанного вероятностного подхода при сертификации самолётов Airbus 330/340 и Airbus 380 для основной конструкции было принято пороговое значение энергии 35 Дж.

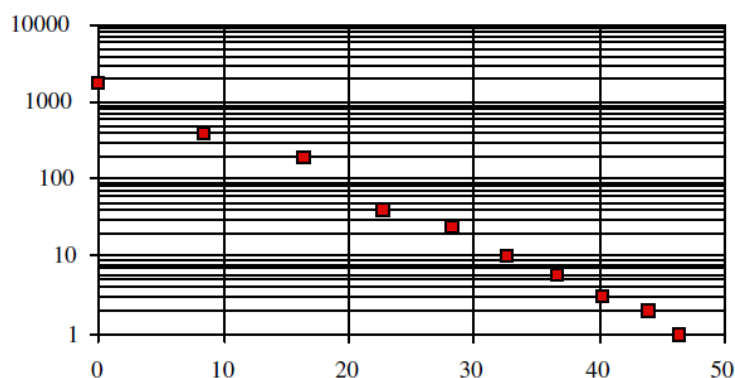
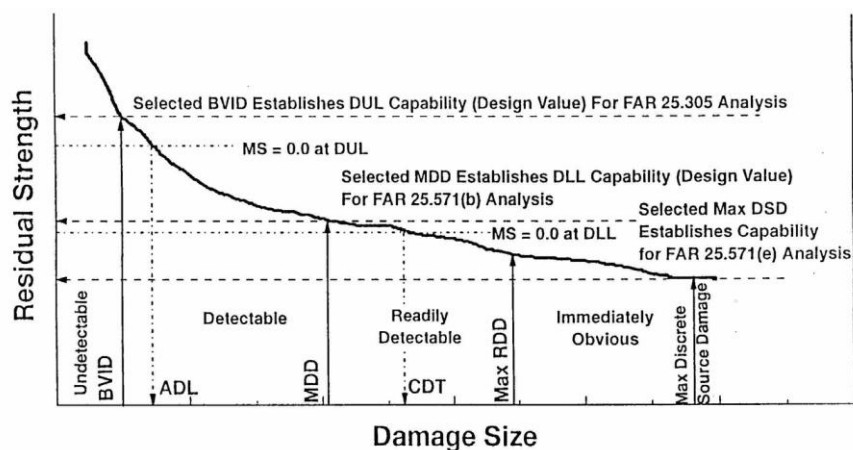


Рисунок 1.9 – Количество превышений (ось Y) энергий удара (ось X) за срок службы воздушного судна [19]

1.1.4 Принципы обеспечения безопасности конструкций с обнаруживаемыми повреждениями

Рассмотрим принципы обеспечения живучести для конструкций с повреждениями Категории 2 и 3. Такие повреждения должны обнаруживаться при выполнении регламентных работ, как на лёгких (частых), так и на тяжёлых (редких) формах технического обслуживания. Как и в случае с повреждениями Категории 1, для конструкций с видимыми повреждениями существует два подхода, каждый из которых считается приемлемым.

Детерминистический подход. Детерминистический подход [41], [42] основан на установлении прямой связи между размером (глубиной) повреждения, (точнее его обнаруживаемостью), и остаточной прочностью повреждённого элемента (рисунок 1.10).



BVID: Едва видимое ударное повреждение (Barely Visible Impact Damage)

ADL: Предельно допустимое повреждение (Allowable Damage Limit)

MDD: Максимальное расчетное повреждение (Maximum Design Damage)

CDT: Порог критического повреждение (Critical Damage Threshold)

RDD: Очевидное повреждение (Readily Detectable Damage)

DSD: Повреждение от дискретного источника (Discrete Source Damage)

DLL: Эксплуатационная нагрузка (Design Limit Load)

DUL: Расчетная нагрузка (Design Ultimate Load)

MS: Коэффициент запаса (Margin of safety)

Рисунок 1.10 – Зависимость между глубиной повреждения и остаточной прочностью [41]

В соответствии с [23] для Категорий 2 и 3 наряду с требованиями по статической прочности предъявляются требования по живучести. Это связано с тем, что наработка между формами обслуживания, на которых обнаруживаются повреждения, может быть сравнима с проектными показателями ресурса. В соответствии с этими требованиями должно быть доказано неразвитие (или незначительное развитие с торможением) повреждения в течение наработки, установленной до следующей формы технического обслуживания, на которой оно будет надёжно обнаружено. В течение этого периода конструкция с повреждениями Категории 2 и 3 должны сохранять несущую способность при нагрузках не ниже эксплуатационной.

На практике, в частности при сертификации Boeing 787, был использован более консервативный подход, (следует заметить, что концепция сертификации этого самолёта разрабатывалась до появления принципов категорирования [23], а результаты сертификации в большой степени легли в их основу).

Для конструкции Boeing 787 граница между повреждениями Категории 2 и Категории 3 размыта или отсутствует, то есть обнаруживаемые повреждения не разделяются на хорошо видимые и плохо видимые. И хотя в соответствии с требованиями [23] для этих категорий было экспериментально показано неразвитие повреждений при достаточно больших наработках, их размер специально был выбран с таким запасом, чтобы они надёжно обнаруживались в течение нескольких полётов. По существу, это позволило свести задачу обеспечения прочности конструкции с повреждениями Категории 2 и Категории 3 почти целиком к статическому случаю, а именно к демонстрации сохранения несущей способности конструкции при эксплуатационной нагрузке. Консерватизм этого подхода приводит к тому, что для всех критических мест конструкции, как с малыми, так и с большими толщинами, необходимо получать хорошо видимые вмятины, какая бы энергия для этого не потребовалась. Получается, что в рассмотрение включаются совершенно нереалистичные сценарии, например удар в несколько тысяч джоулей в корневую зону верхней панели крыла (рисунок 1.11). С одной стороны из-за этого страдает весовое совершенство конструкции, с другой - такой подход исключить наиболее опасные случаи, связанные с разрушением внутренней, невидимой части силового набора, которое не имеет видимых внешних проявлений. Следует также учесть, что Boeing 787 стал первым цельнокомпозитным самолётом в своём классе, что предопределило необходимость введения дополнительных запасов прочности.



Рисунок 1.11 – Надёжно обнаруживаемое повреждение в панели крыла Boeing 787, полученное в результате удара с энергией 900 Дж [31]

Вероятностный подход. Суть вероятностного подхода [41] заключается в том, что для повреждений Категории 2 и 3, как и для повреждений Категории 1, вводится пороговый уровень энергии. Другими словами, применительно к толстостенным элементам конструкции, для получения видимых повреждений, на которых могут потребоваться нереалистично высокие уровни энергии определяется по критерию «практической невероятности» 10^{-9} максимально возможная в эксплуатации энергия удара (рисунок 1.12).



Рисунок 1.12 – Пороговые значения в соответствии с вероятностным подходом

Чтобы использовать этот критерий для оценки «нереалистичного» уровня энергии в формулы (2)–(4) вместо P_{real} нужно подставить соответствующее значение вероятности:

$$P_{unreal}=10^{-9} \text{ на } 1 \text{ л.ч.} \quad (5)$$

получим, что эта пороговая энергия для обнаруживаемых повреждений составляет около $E_j=90$ Дж.

Для отдельных элементов самолёта, подверженных ударам сильнее, чем остальные (например, окантовки дверей и грузовых люков), могут приниматься меньшие вероятности, то есть более высокие пороговые значения.

Демонстрация соответствия конструкции требованию по сохранению остаточной прочности на уровне не ниже эксплуатационной нагрузки в обоих случаях (детерминистическом и вероятностном), как правило, основывается на результатах статических испытаний элементов с максимально допустимыми ударными повреждениями.

В таблице 1.2 приведены пороговые значения энергий в соответствии со схемой, приведённой на рисунке 1.12, принятые для основных типов ВС с композитными элементами планера.

Таблица 1.2 – Пороговые значения энергии удара для основных типов ВС с композитными элементами планера

Тип ВС	Пороговая энергия	
	Область необнаруживаемых повреждений	Область обнаруживаемых повреждений
Boeing 787	136 Дж / Вся конструкция	Энергия, требуемая для получения видимого повреждения
Airbus 320	50 Дж / Основная конструкция	Н.д.
Airbus 330, 380, 350	35 Дж / Основная конструкция	90 Дж / Основная конструкция

1.1.5 Обоснование прочности конструкций с ударными повреждениями

Подводя итог изложенному выше, можно заключить, что основополагающим принципом обеспечения эксплуатационной живучести и обоснования уровня допускаемых повреждений в авиационных конструкциях из ПКМ является принцип категорирования повреждений и обеспечения заданного уровня статической и усталостной прочности конструкции для повреждений каждой категории.

Методология. Для проверки соответствия этим требованиям используется подход, который получил название Building Block или «Пирамида расчётно-экспериментальных исследований». В соответствии с этим подходом программа исследований организована как пирамида, в которой максимальное количество испытаний проводится на нижних уровнях с использованием более простых и, соответственно, менее дорогих образцов (рисунок 1.13).

По мере движения вверх сложность образцов увеличивается, а количество уменьшается. На каждом следующем уровне испытания выполняются для проверки расчётных моделей с предыдущего уровня. Исследование и обоснование прочности конструкций с ударными повреждениями выполняется на всех уровнях пирамиды от элементарных образцов до натурных испытаний. На нижних уровнях набирается статистика по их типовым механическим характеристикам и определяются расчётные значения. На уровне элементов и деталей исследуется влияние конструктивных нерегулярностей на прочность зон с ударами, на уровне панелей и агрегатов проверяются запасы прочности для повреждений, характерных для каждой из пяти категорий. В этой связи следует упомянуть работу по исследованию влияния на стойкость к ударным повреждениям материала, укладок и геометрических особенностей применительно к конструкции крыла [30]. На основе результатов испытаний на различных масштабах пирамиды, включая элементарные образцы, 3- и 5-стрингерные панели, а также отсеки кессонов крыла с несколькими нервюрами,

было установлено, что наибольшее влияние на ударостойкость оказывают толщина панели, укладка, межслоевая прочность, тип подкрепляющих элементов, местоположение удара и граничные условия закрепления панели.

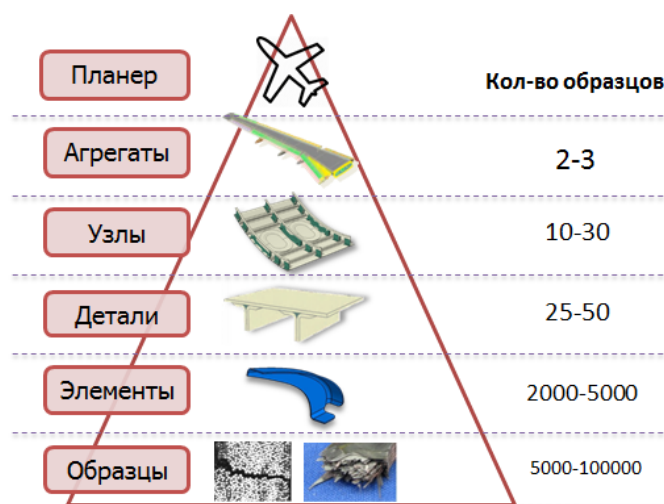


Рисунок 1.13 – Пирамида расчётно-экспериментальных исследований

Отдельно следует сказать о методике нанесения ударных повреждений. При нанесении ударов на образцы важно, чтобы реализовался наиболее консервативный сценарий, предполагающий минимум видимых признаков повреждения снаружи при максимальном внутреннем расслоении. В ранних работах [43], [44] этот вопрос был исследован применительно к толстостенным конструкциям типа панелей крыла. На образцах и натурных объектах экспериментально моделировались сценарии, ожидаемые в эксплуатации, в основном связанные с падением различных инструментов и приспособлений на открытые зоны конструкции. Было показано, что площадь расслоения и характеристики остаточной прочности находятся в строгой зависимости от энергии удара и относительно мало зависят от формы ударника. При этом целостность волокон в зоне удара сохраняется до возникновения сквозного дефекта. Характеристики прочности на сжатие после удара (CAI) в основном определяются разрушением матрицы, в то время как разрушение волокон, которое зависит от формы ударника, существенно на них не влияет. Эти результаты позволили обосновать использование сферических ударников диаметром от 0,5 дюйма (13 мм) до 1,0 дюйма (25 мм) для сертификации

композитных конструкций по условиям стойкости к ударным повреждениям, которые применяются по сей день [42].

Обоснование стойкости к ударным воздействиям на этапе натурных испытаний. В отличие от металлических конструкций, при испытании которых высокие статические нагрузки могут приводить к переходу в пластическую фазу и остановке усталостных трещин, в композитах отсутствует взаимное влияние между статическими напряжениями усталостными характеристиками. Это даёт возможность совмещать статические и ресурсные испытания на одном натурном образце. Принятой на сегодня практикой является проведение соответствующих испытаний на изолированном агрегате по специальной программе. Для учёта повышенной вариативности характеристик прочности и долговечности конструкций из ПКМ, связанных с особенностями базовых материалов и процессов производства, при проведении усталостных испытаний используются коэффициенты увеличения нагрузок. Например, при сертификационных испытаниях конструкции кессона крыла Boeing и Airbus принимался коэффициент форсирования по нагрузке равный $k=1.15$. В таблице 1.3 схематично приведены программы натурных сертификационных испытаний композитного крыла самолётов.

Программа испытаний начинается с выбора образца в худшей кондиции, (с максимально допустимыми производственными дефектами в соответствии с принятой технологической спецификацией и системой контроля качества) и нанесения на него едва видимых повреждений (BVID) в зонах максимальных напряжений. Перед началом испытаний для тарировки тензодатчиков на конструкции реализуется несколько статических случаев нагружения, (обтяжка).

Таблица 1.3 – Пример программы натурных сертификационных испытаний композитного крыла самолётов

	Boeing	Airbus
1.	Серийный образец в худшей кондиции с технологическими дефектами и едва видимыми повреждениями (BVID) в зонах максимальных напряжений	
2.	Обтяжка (тензометрия): 0.6 Рэ	Обтяжка (тензометрия): Рэ
3.	Циклические испытания: 3 проектных ресурса	Циклические испытания: 1 проектный ресурс
4.	Эксплуатационная нагрузка Рэ	Расчётная нагрузка 1.5 Рэ
5.	Нанесение видимых повреждений VID	
6.	Циклические испытания: два периода между осмотрами	Циклические испытания: Половина проектного ресурса
7.	Эксплуатационная нагрузка Ремонт видимых повреждений	
8.	Нанесение повреждений от дискретного источника, Нагрузка 0.7 Рэ, Ремонт повреждений от дискретного источника	
9.	Расчётная нагрузка 1.5 Рэ (обоснование BVID и ремонтов)	Расчётная нагрузка 1.5 Рэ (обоснование ремонтов)

Затем проводятся циклические испытания, посредством которых осуществляется доказательство неразвития имеющихся в конструкции дефектов и повреждений в течение как минимум одного проектного ресурса при усталостных нагрузках типового эксплуатационного спектра. После этих испытаний должна быть продемонстрирована способность поврежденной конструкции выдерживать расчётную нагрузку.

После этого на конструкцию наносятся более значительные, видимые повреждения (VID), которые считаются обнаруживаемыми при стандартных осмотрах, и проводятся циклические испытания продолжительностью как минимум в два периода между осмотрами, на которых соответствующие повреждения надёжно обнаруживаются. Демонстрируется способность конструкции с видимыми повреждениями выдерживать эксплуатационную нагрузку.

Заключительной фазой испытаний конструкции на живучесть является обоснование прочности конструкции с повреждениями от дискретного источника.

1.2 Формирование принципов обеспечения прочности конструкций, подверженных акустическим нагрузкам

Акустические нагрузки, которые испытывают авиационные конструкции в эксплуатации, могут иметь различную природу. Основными источниками акустических нагрузок на конструкцию самолёта являются реактивные струи из сопла двигателя, пульсации давления в турбулентном пограничном слое и вихри, возникающие при срывных течениях.

Акустическое воздействие от реактивных струй двигателя достигает наибольшей интенсивности в наземных условиях на взлётных режимах и локализуется в основном на управляющих поверхностях, хвостовой части фюзеляжа и вертикальном оперении. В крейсерском полёте нагрузки от реактивной струи значительно снижаются, при переходе самолёта на сверхзвуковой режим полёта их действие практически прекращается [45].

Воздействие турбулентности потока в пограничном слое проявляется при высоких скоростях. Особенностью этого вида нагрузок является то, что они имеют более широкий спектр частот, чем нагрузки от реактивной струи и воздействуют на всю поверхность самолёта в течение всего времени крейсерского полёта. Из имеющихся данных известно, что звуковые нагрузки, обусловленные турбулентностью потока в пограничном слое, могут приближаться к уровням нагрузок от реактивной струи. В носовой части фюзеляжа, где толщина пограничного слоя мала, преобладают высокочастотные составляющие, по мере приближения к хвостовой части толщина пограничного слоя возрастает и преобладающими становятся низкочастотные компоненты. В хвостовой части самолёта эти нагрузки имеют примерно такой же спектр, как от силовой установки [45].

Акустические поля срывного происхождения имеют место вблизи плохообтекаемых частей конструкции. По своей структуре они подобны нагрузкам, генерируемым реактивной струей. При увеличении скорости полёта частота срывных возмущений возрастает.

Воздействие акустических полей, создаваемых вышеперечисленными источниками, проявляется в виде звукового давления на аэродинамические поверхности крыла, фюзеляжа и хвостового оперения. Отклик конструкции на это воздействие выражается в интенсивных вибрациях резонансного характера, которые возбуждаются в первую очередь в тонкостенных элементах, то есть в обшивках и тонких панелях. Характер этой вибрации зависит от амплитуды звукового давления, частотного спектра акустического поля, пространственной корреляции, длительности нагружения и форм возбуждающихся колебаний. Наибольший отклик обшивки на акустическое возбуждение отмечается вблизи низших собственных частот панелей, в то время как высшие формы колебаний дают меньший вклад в общее напряжённо-деформированное состояние. Однако, на участках конструкции, имеющих тонкую обшивку и относительно большие расстояния между подкрепляющими элементами, в спектре напряжений могут иметь место составляющие и от высших форм.

Классический инженерный подход, основанный на методике Майлса [3], подразумевает выполнение оценки отклика критического места конструкции по формуле:

$$\sigma^2 = \left(\frac{\pi}{4\xi} \right) \left[\frac{\omega_0 f(\omega_0)}{F_0^2} \right] \sigma_0^2, \quad (6)$$

где σ – среднеквадратичное напряжение в рассматриваемой точке;

ξ – коэффициент демпфирования;

ω_0 – круговая частота превалирующей моды колебаний;

$f(\omega_0)$ – спектральная плотность звукового давления на частоте ω_0 ;

F_0 – среднеквадратичное значение акустической нагрузки $F(t)$;

σ_0 – статическое напряжение в рассматриваемой точке при приложении силы F_0 на панель.

Основное допущение, принимаемое при использовании данного инженерного подхода, заключается в том, что в спектре отклика конструкции превалирует одна основная мода колебаний, которая обуславливает

повреждаемость. Дальнейшие исследования поведения конструкции при акустических нагрузках проводятся именно для этой моды.

В отечественной и зарубежной практике общепринятым методом моделирования поведения конструкций под действием акустических нагрузок являются вибрационные испытания [46], [47]. Подобие соответствующих режимов применительно к авиационным конструкциям обусловлено тем, что элементы классического клеточного набора из нервюр и стрингеров схожим образом откликаются как на вибрационное, так и на акустическое воздействие. При этом предполагается, что вне зависимости от спектральной характеристики акустического поля, представительная ячейка конструкции откликается на своём низшем тоне, представляющим собой в случае типовой клетки силового набора изгибные колебания прямоугольной пластины, жёстко защемлённой по краям. В таких предположениях акустическая нагрузка может быть эквивалентно заменена на вибрационную при условии воспроизведения на вибростенде того же спектра амплитуд и деформаций, который реализуется в клетке при отклике на акустическое воздействие. В частности, для композитных конструкций, которые являются предметом настоящего исследования, рекомендованным способом экспериментального подтверждения долговечности конструкции при акустических нагрузках являются вибрационные испытания образцов типа «обшивки-стрингер» (или «Т-образцов») [5]. Причиной такого выбора является возможность реализовать в Т-образце колебания со свободными границами, что позволяет достичь высокого уровня деформаций, необходимого для имитации предельных случаев, сопровождающихся возникновением и распространением дефектов от акустических нагрузок.

Вибрационные испытания представительных элементов силового набора крыла, фюзеляжа и хвостового оперения традиционно являлись составной частью методики и программы обоснования усталостной прочности авиационных конструкций при акустических нагрузках. Суть этой методики, разработанной в 70-90-х годах 20-го века, заключается в том, что зоны конструкции, наиболее подверженные акустическому воздействию, разбивались

на представительные элементы («ячейки периодичности»), образцы которых затем испытывались на вибростендах. Уровни акустического давления оценивались инженерными методами, валидированными в лётном эксперименте [48], напряжения в конструкции, вызванные соответствующими нагрузками, рассчитывались с применением формул Майлса [3] или Кларксона [49], по полученным оценкам предельных деформаций подбирались режимы виброиспытаний (рисунок 1.14).

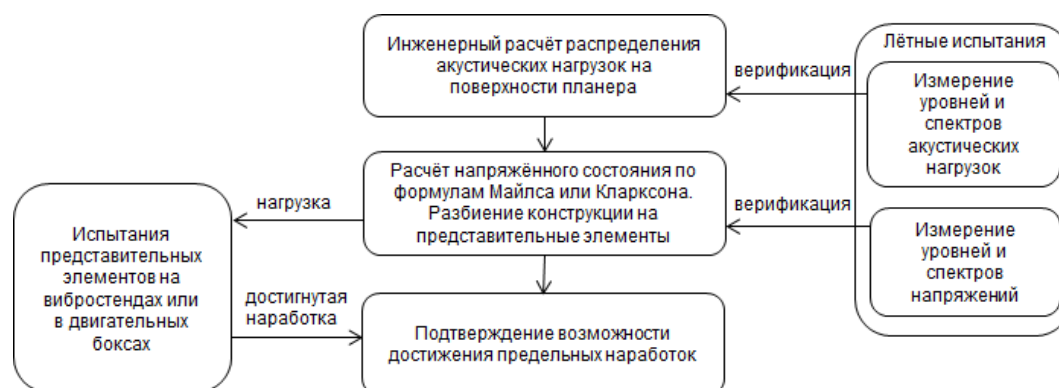
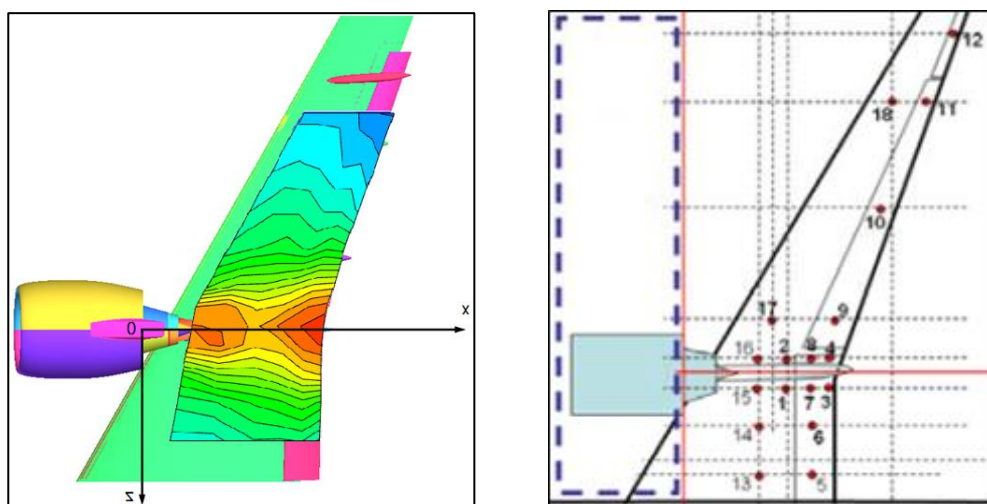


Рисунок 1.14 – Методика обоснования усталостной прочности при акустических нагрузках

Из-за недостатка данных о выносливости материала при соответствующих режимах, надёжно спрогнозировать долговечность конструкций, подвергающихся акустическому воздействию, не было возможности. Поэтому вышеописанный подход применялся скорее не для расчёта усталостной прочности при акустических нагрузках, а для подтверждения возможности достижения заданных предельных наработок в условиях воздействия шума широкополосного спектра.

Совершенствование вычислительных методов и развитие справочников, в которых мировой опыт по обоснованию акустической выносливости аккумулирован в методические рекомендации (например, отечественный РДК ЦАГИ [50] и зарубежные ESDU [5] и AGARD [6]), привели к появлению более продвинутых подходов, ориентированных, прежде всего, на широкое использование прямого численного эксперимента.

Говоря о расчётных методах, современные программные комплексы, в которых алгоритмизированы решения уравнений математической физики высоких размерностей, в совокупности со значительными вычислительными мощностями дают возможность моделировать сложные многопараметрические процессы, в том числе прогнозировать поле давления от реактивной струи двигателя в конструкции крыла и пилона [51], рисунок 1.15 (а). Вместе с этим по мере усложнения вычислительного аппарата роль испытаний, как способа экспериментальной валидации аналитических результатов, не уменьшается, а наоборот усиливается. В соответствии с требованиями Норм лётной годности [52] все расчёты должны подтверждаться результатами испытаний, поэтому пульсации давления на интересующих поверхностях в обязательном порядке измеряются в лётном эксперименте, рисунок 1.15 (б).



(а) Расчёт пульсаций давления на крыле от реактивной струи двигателя

(б) Измерительные датчики для валидации расчётов в лётном эксперименте

Рисунок 1.15 – Расчётное и экспериментальное определение отклика конструкции крыла на акустический шум двигателя [51]

Аналогичным образом для определения напряжений, возникающих при акустическом воздействии, вместо инженерных подходов всё больше используется прямое численное моделирование. Современные программные пакеты позволяют решать эту задачу методом конечных элементов в наиболее

общем виде, рассматривая её как двухфазный процесс «газ - твёрдое тело», что не накладывает каких-либо ограничений на геометрию конструкции, позволяет воспроизводить в ней сложнапряжённое состояние и моделировать многомодовый отклик [53].

При известном уровне максимальных деформаций в конструкции, для оценки её долговечности можно использовать справочные данные по кривым выносливости, например данные ESDU [46], или испытать представительный образец на вибростенде для подтверждения возможности достижения целевого значения наработки в эксплуатации [54], [55]. При проведении стендовых испытаний прикладываемые нагрузки должны моделировать условия нагружения в реальной эксплуатации. Особенность задач, связанных с акустическим воздействием, заключается в том, что нагружение является высокочастотным случайным процессом, как правило, с широкополосным спектром. Это обстоятельство требует создания специализированных испытательных стендов и программ испытаний.

Схематически такой подход может быть представлен в виде уже привычной «пирамиды». На рисунке 1.16 показана пирамида расчётно-экспериментальных исследований акустической прочности, которая предлагается к использованию в рамках настоящей работы применительно к отечественному гражданскому самолёту с силовой конструкцией из ПКМ.

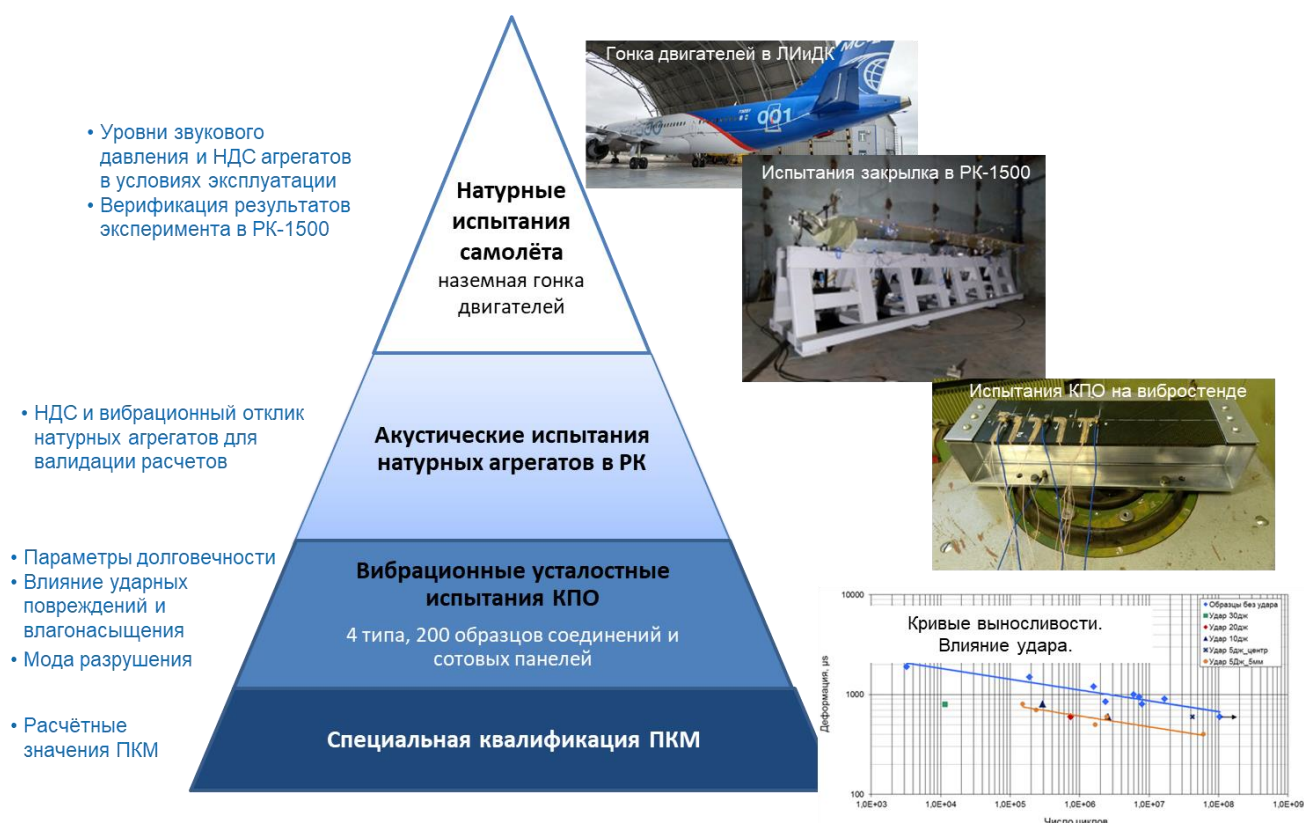


Рисунок 1.16 – Пирамида расчётно-экспериментальных исследований применительно к задачам акустической прочности

Таким образом, задача обеспечения акустической прочности конструкций из ПКМ сводится к проведению расчётно-экспериментальных работ на представительных КПО конструкции, с учётом данных о характеристиках материалов, полученных на нижнем уровне «пирамиды», а также данных о нагрузках и отклике конструкции, полученных на верхних уровнях.

Для проведения исследований на первом этапе необходимо выполнить анализ конструкции и выбрать представительные КПО, о чём будет написано в следующем подразделе.

1.2.1 Выбор объекта исследований

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 акустической 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 акустического поля, а также воспроизводить её превалирующую моду разрушения, обусловленную концентрацией напряжений из-за перепада жёсткости в зоне подкрепляющего элемента (стрингера, нервюры, лонжерона).

В работе Chow [7] такой подход был использован для исследования усталостной долговечности закрылков из ПКМ и GLARE, подверженных воздействию акустического шума от двигателя. С использованием аналитических методов, предложенных Langley [56], [57] для расчёта вибрационного отклика клеточного силового набора, была разработана программа исследований, ориентированная на два типа образцов. Образцы нижнего уровня представляли собой однострингерные панели («Т-образцы»), которые использовались для построения кривых выносливости, а в качестве образцов верхнего уровня использовались типовые кессоны закрылка, спроектированные для испытаний в канале бегущей волны. Соответствующая

программа была реализована в работах Хiao как применительно к Т-образцам [8], так и к кессонам [10]. Следует отметить, что кривые выносливости Т-образцов строились по среднеквадратичным уровням поверхностных деформаций, а за критерий разрушения принималось падение резонансной частоты на 2%.

Благодаря появлению систематизированных справочных данных по кривым выносливости для типовых композитных соединений «обшивка-стрингер» в базе данных ESDU [46], такой подход стал широко применяться для расчётной оценки долговечности подкреплённых элементов, подверженных воздействию звукового давления от двигателя самолёта, в том числе для панелей крыла [9], закрылка [12] и элерона [11].

Поскольку отклик на акустическое воздействие для исследуемого образца моделируется с помощью вибрационного возбуждения колебаний данного образца, то при проведении усталостных испытаний КПО широкое применение получили специализированные вибрационные установки – вибростенды. 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 с прямым приложением акустического поля. 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 исследованиям. Данный опыт отражён в различных методических документах, таких как отечественный РДК ЦАГИ, и зарубежные AGARD [6] и ESDU [5].

Упомянутые AGARD и ESDU, помимо методических указаний, содержат в себе также справочную информацию по усталостным характеристикам различных КПО в условиях виброакустического нагружения. На сегодняшний день 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 поставлено 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.

Ниже, в подразделе 1.2.2 приводится детальная информация о выбранных образцах, порядке их изготовления и подготовки к проведению исследований.

1.2.2 Подготовка и изготовление образцов

Образцы для исследования поведения композитных конструкций при виброакустическом воздействии вырезаны из трёхстрингерных панелей, которые выполнены из двух типов препрегов: углепластик HexPly M21/34%/UD194/IMA (верхний индекс «у») и стеклопластик HexPly M21/45%/120 (верхний индекс «с»). В корне ребра установлен жгут из углеленты M21/34%/UD194/IMA.

Укладка слоёв $[0^{\circ c}, +45^{\circ y}, -45^{\circ y}, 0^{\circ y}, 90^{\circ y}, 0_2^{\circ y}, +45^{\circ y}, -45^{\circ y}]_s$, всего $n_c=18$ слоёв. Номинальная толщина слоя $\delta_{In}^y=0,184$ мм для M21/34%/UD194/IMA и $\delta_{In}^c=0,115$ мм для M21/45%/120. Номинальная толщина исходной панели $t_n=3,174$ мм. Шаг стрингеров 114 мм. Стрингер имеет постоянную по длине высоту ребра. Вид трёхстрингерных панелей представлен на рисунке 1.17.

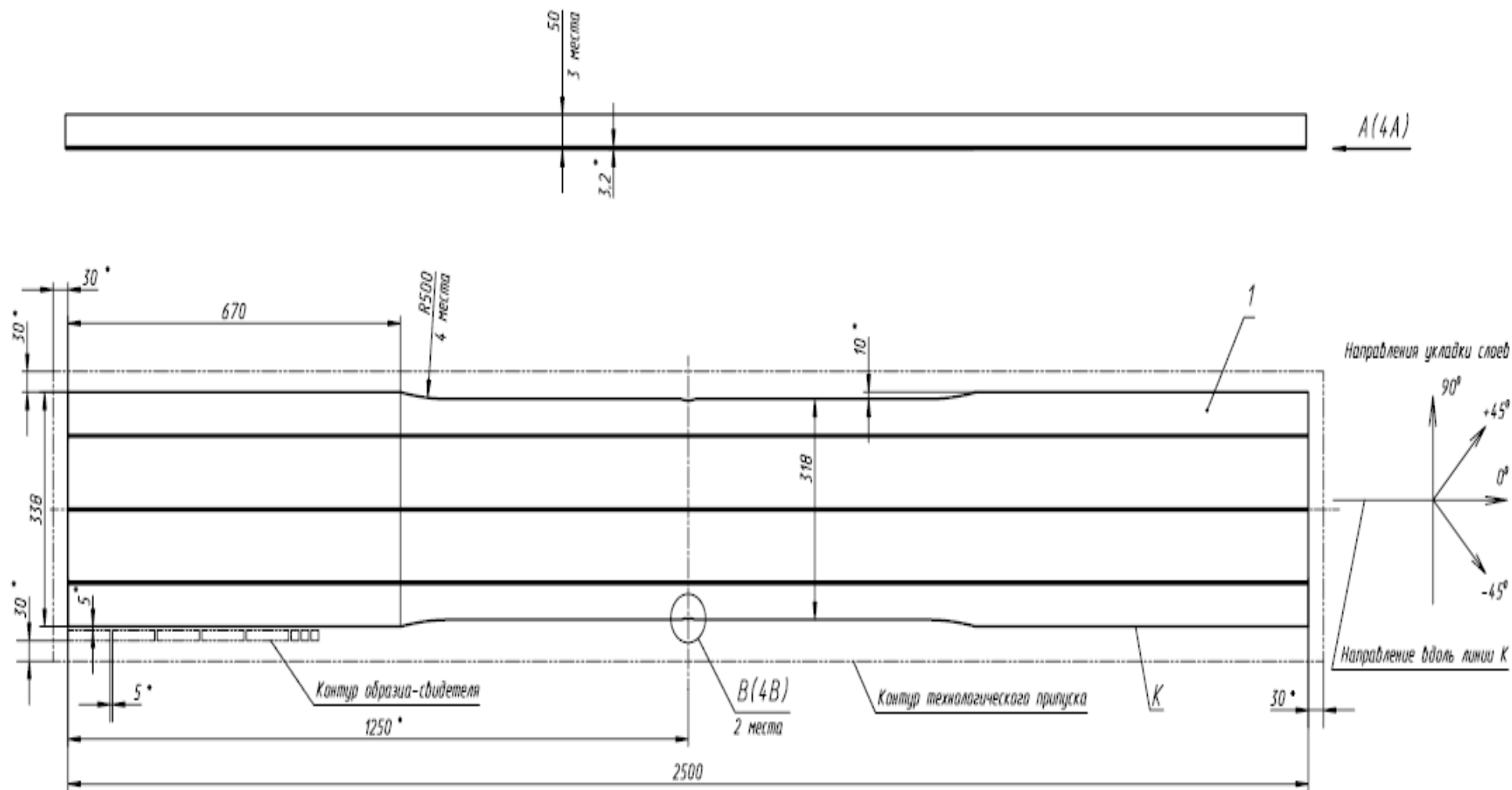


Рисунок 1.17 – Чертеж исходных панелей

Исходные трёхстрингерные панели (всего 66 панелей) имели различные типы концентраторов напряжений и прошли ряд испытаний по определению влияния циклической наработки и влагонасыщения на статическую прочность. Общий перечень панелей и проведённых испытаний сведены в Приложении К.

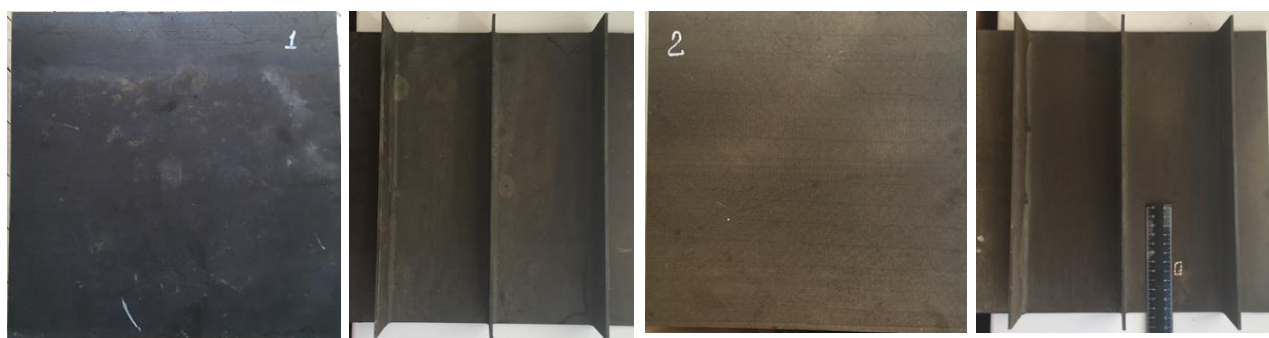
Параметры циклических испытаний:

- $\sigma_{\max}=5.04 \text{ кг/мм}^2$, $R=1$, $N=120000$ циклов (18 панелей);
- $\sigma_{\max}=10.08 \text{ кг/мм}^2$, $R=1$, $N=120000$ циклов (36 панелей);
- $\sigma_{\max}=10.08 \text{ кг/мм}^2$, $R=1$, $N=240000$ циклов (2 панели);
- $\sigma_{\max}=10.08 \text{ кг/мм}^2$, $R=1$, $N=500000$ циклов (1 панель).

Половина всех панелей (33 штуки) подвергались кондиционированию в климатической камере при 80°C и $\phi=85\%$ в течение 122 суток.

В панелях были нанесены различные типы концентраторов напряжений (надрезы, ударные повреждения), однако выбранная для вырезки Т-образцов зона не содержит никаких концентраторов и разрушений, поэтому считается, что они не оказывают влияния на механические характеристики материала Т-образцов.

Вырезка образцов производилась из регулярной зоны в 2 этапа: сначала отрезались фрагменты длиной 320мм (рисунок 1.18), а затем из них проводилась нарезка образцов, согласно схеме на рисунке 1.19. Перед разрезкой панели прошли неразрушающий входной контроль методом УЗК, дефектов не выявлено.



Панель №1

Панель №2

Рисунок 1.18 – Заготовки для разрезки

прочнее стали и таким же жестким как титан. В связи с этим повышаются требования к функциональности и эффективности режущего инструмента, а также к качеству обработки кромок и отверстий. Помимо этого возрастает необходимость автоматизации производственного процесса изготовления деталей на основе углеродного волокна для повышения производительности и снижения затрат на производство.

В процессе механической обработки композитных материалов на основе углеродного волокна лезвийным инструментом происходит хрупкий излом. Режущая кромка обычно хрупко разрушает матрицу (связующее) и срезает армирующие волокна. При этом важным становится обеспечение минимальной силы резания, которая достигается остротой режущей кромки, большим задним углом и малым радиусом режущей кромки для обеспечения среза волокон с низкой шероховатостью рабочих поверхностей, для улучшения отвода стружки и снижения сил трения между поверхностями инструмента и заготовки. Кроме того, важно обеспечить высокую стойкость инструмента, поскольку армирующие волокна и компоненты матрицы ПКМ могут интенсивно изнашивать режущую кромку, что приводит к увеличению силы резания и тепловыделения, а также снижению качества обработанных поверхностей. Именно от правильно подобранного режущего инструмента и рациональной технологии обработки зависит отсутствие дефектов.

Основными дефектами, возникающими при механической обработке, являются: растрескивание связующего; расслоение или деламинация (разрушение промежуточных или нижних слоев из-за большой осевой силы); наличие рваных фрагментов волокон из-за недостаточной эффективности резания; непрорез волокон; термическая деструкция связующего (из-за низкой теплопроводности и теплостойкости композитного материала появляются прижоги и оплавления); различная упругость из-за различных вариантов укладки углеродных волокон (не равномерный износ и отжим режущего инструмента). Для устранения этих дефектов используют специальные конструкции инструментов, оптимизируют их геометрическую

форму, подбирают технологические режимы и используя специальные приспособления.

Для выбора технологических параметров обработки проводились исследования влияния основных технологических параметров механической лезвийной торцевой обработки в деталях из ПКМ на качество их обработки.

К основным технологическим параметрам обработки относятся, которые возможно варьировать в процессе фрезерования относятся:

- скорость резания;
- осевая глубина резания;
- ширина резания и скорость подачи;
- направление фрезерования (попутное встречное);
- способ охлаждения зоны обработки.

Учитывалось также и то, что воздействие фрезы вызывает разрушение внутри материала, на значительную глубину – вырывание и вытягивание волокон наполнителя, растрескивание связующего. При этом контролировалась температура в зоне обработки, т.к. превышение температуры стеклования связующего в зоне резания при фрезеровании также приведет к его охрупчиванию и, как следствие, снизит прочностные характеристики изготовленной детали.

В качестве режущего инструмента для обработки образцов из ПКМ на основе углеродного волокна был выбран инструмент фирмы Karnasch серии Professional Tools, который был специально разработан для обработки углепластика/стеклопластика. Эти инструменты делаются исключительно острыми благодаря лазерной обработке режущих кромок, что способствует чистому разрезанию волокон. Это увеличивает стойкость инструмента до 300% и позволяет избежать расслаивания материала, а также позволяет достичь наилучшего качества поверхности. Специальная геометрия сверл по углепластику/стеклопластику также позволяет производить сверление без расслоения материала.

Этапы обработки кромок включали в себя черновой проход фрезы, который осуществлялся на глубину не более 0.5 диаметра инструмента с целью снижения нагрузки на инструмент и для лучшего его охлаждения в процессе обработки, т.к. использование охлаждающей жидкости при обработке углепластиковых образцов не целесообразно. В результате чернового прохода на обработанных кромках имеются небольшие борозды глубиной 0.1-0.3мм. Поэтому припуск на сторону кромки образцов установлен 0,5мм для последующей чистовой обработки. В качестве фрезы была выбрана концевая фреза фирмы Karnasch серии 29.1790 роутерного типа (рисунок 1.21).

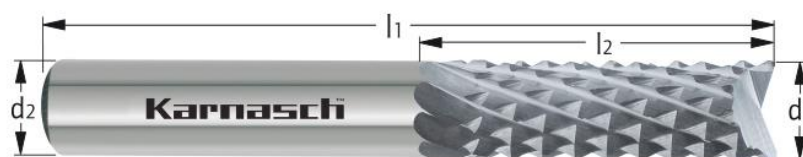


Рисунок 1.21 – Фреза роутерного типа для черновой обработки кромок

Концевая фреза имеет форму стержня, выполненного из высокотвердых и тугоплавких материалов. Специальная геометрия режущих кромок позволяет избежать вибраций в процессе резания, а также предотвращает расслоение материала. Обладает высокой износостойкостью фрез по сравнению с обычными сталями.

Окончательный чистовой проход в зоне обшивки осуществлялся за один слой, в зоне стрингера послойно с глубиной 3.0мм (связанно с жесткостью станка, можно увеличить до 0.5 от диаметра инструмента), при этом снимался остаточный припуск 0,5мм и обеспечивался номинальный размер с заданной точностью. В качестве фрезы была выбрана концевая фреза фирмы Karnasch серии 29.0305 с ленточной режущей кромкой (рисунок 1.22).

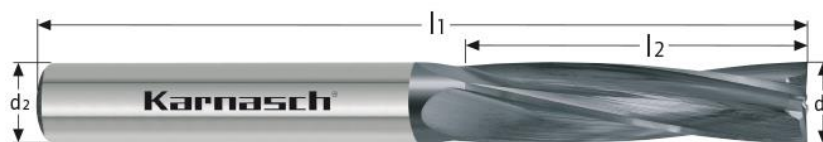


Рисунок 1.22 – Фреза для чистовой обработки кромок

Концевая фреза с ленточной кромкой с четырьмя зубьями с углом спирали 10град. предназначена для обработки пазов и финишного бокового фрезерования. Фреза имеет нанокристаллическое алмазное покрытие, которое повышает срок службы в 5-6 раз по сравнению с инструментами без покрытия. Основное достоинство обработки этим инструментом то, что практически исключается дополнительная ручная обработка, т.к. обеспечивается заданная точность и чистота поверхности.

Применение использованных технологических параметров обработки деталей из ПКМ позволило снизить коэффициент вариации результатов с 7% (для образцов, изготовленных по традиционной технологии) до 4%.

1.2.3 Методика определения эффективных механических характеристик материала

Исходные трёхстрингерные панели (рисунок 1.17) являлись опытными образцами для исследования остаточной прочности конструкций с различными концентраторами и дефектами. Эти панели являются конструктивно подобными для механизации гражданского самолёта. Они были изготовлены на этапе отработки технологии производства, что обуславливает вероятность наличия производственных дефектов и увеличенного разброса механических свойств. Свойства, заявленные производителем в спецификации на материал, гарантируются при соблюдении всех технологических параметров на этапе серийного производства. Однако, на этапе отработки технологии эти свойства могут отличаться от заявленных. Кроме того, исходные панели прошли ряд

испытаний (раздел 1.2.2), которые могли оказать влияние на остаточные механические свойства панелей.

Для проведения дальнейших исследований динамического отклика Т-образцов, реальные эффективные свойства материала должны быть уточнены по результатам тестовых испытаний элементарных образцов, вырезанных из тех же панелей, что и Т-образцов. Для этого была разработана соответствующая методика.

1.2.3.1 Методика проведения испытаний для уточнения характеристик

В соответствии со схемой разрезки панелей (рисунок 1.19), помимо Т-образцов, также производится вырезка 10 элементарных образцов – по 5 штук вдоль (0°) и поперёк (90°) направления оси стрингера. Элементарные образцы необходимы для проведения испытаний на растяжение, сжатие и изгиб, в результате которых должны быть получены диаграммы нагружения, т.е. зависимости деформации от нагрузки.

Перечень испытаний (проверок), выполняемых для определения остаточных механических характеристик материала Т-образцов, приведён в таблице 1.4.

Таблица 1.4 – Перечень испытаний (проверок)

№ испытаний	Вид испытаний (проверок)	Кол-во образцов
1	Дефектоскопия образцов	10
Спец. квалификация		
2	Расчетная модель	-
3	Растяжение образцов 0°	5
4	Сжатие образцов 0°	5
5	Растяжение образцов 90°	5
6	Сжатие образцов 90°	5
7	Трёхточечный изгиб образцов 0°	5
8	Трёхточечный изгиб образцов 90°	5
9	Калибровка расчетной модели	-

Испытания образцов на растяжение, сжатие и изгиб проводятся в упругой области, т.е. при малых нагрузках, когда зависимость деформации от нагрузки линейна, а после разгрузки образец возвращается в исходное состояние. Исходя из этого, каждый образец может быть использован для всех трёх типов испытаний. Оценка максимально допустимой нагрузки проводится при помощи расчёта МКЭ.

Дефектоскопия образцов

Перед началом испытаний образцы проходят неразрушающий контроль с применением метода УЗК, по результатам которого отсутствие дефектов в образцах фиксируется в протоколе неразрушающего контроля.

Расчетная модель материала

КЭ модель образцов создается согласно схеме разрезки (рисунок 1.19). Образец для всех типов испытаний один, модель содержит шесть пластин, по две на каждый тип испытаний, вырезка вдоль (0°) и поперёк (90°) направления оси стрингера. Граничные условия схематично показаны на рисунке 1.23.

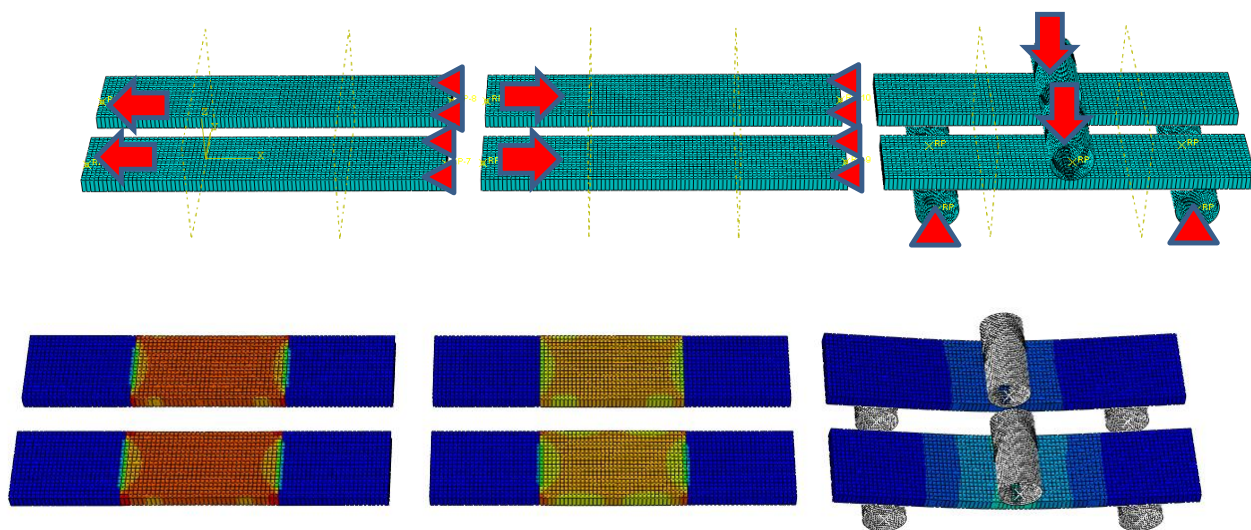


Рисунок 1.23 – КЭ Модель и граничные условия

Для первоначального расчета используются механические свойства, указанные производителем в спецификации на материал. Учитывая, что образцы были испытаны на усталость и статику, требуется корректировка

механических свойств монослоя материала, чтобы учесть возможные микрповреждения в композите. Необходимо создать расчётную модель материала, включающую виртуальные испытания на растяжение, сжатие и изгиб в направлении вырезки вдоль (0°) и поперёк (90°) направления оси стрингера. Для более точного результата рекомендуется использовать модели, учитывающие разномодульное поведение композиционных материалов при растяжении и сжатии.

Испытания на растяжение и сжатие

Используются образцы прямоугольной формы согласно схеме разрезки, приведённой на рисунке 1.19. Образцы зажимаются в захватах на 25 мм по длинной стороне, исходя из чего рабочая область составляет 35 мм. Нагружение и измерение модуля упругости проводится согласно ГОСТ 25.601-80. Схема эксперимента представлена на рисунке 1.24.

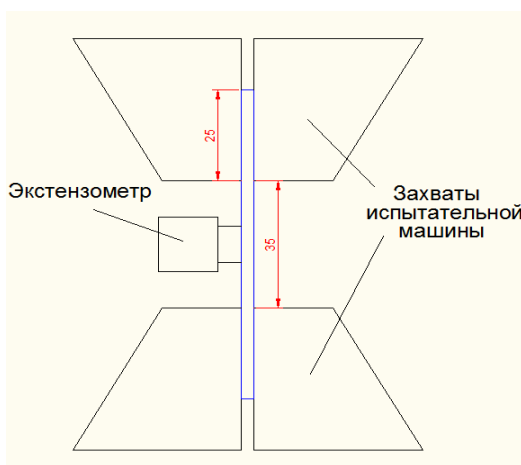


Рисунок 1.24 – Схема нагружения образца

По результатам испытаний выдается протокол, к которому прикладывается диаграмма с экстензометра в виде файла Excel-таблицы с соответствующими данными (нагрузка [кгс] и деформация [мм]).

Испытания на изгиб

Используются образцы прямоугольной формы согласно схеме разрезки, приведённой на рисунке 1.19. Образцы устанавливаются на симметричные опоры с двух сторон по длинной стороне, расстояние между опорами 65 мм. С помощью штока передаётся нагрузка по центральной оси

образца. Измерение прогиба и силы реакции опоры (нагрузки) образца проводится согласно ГОСТ 25.604-82. Схема эксперимента представлена на рисунке 1.25.

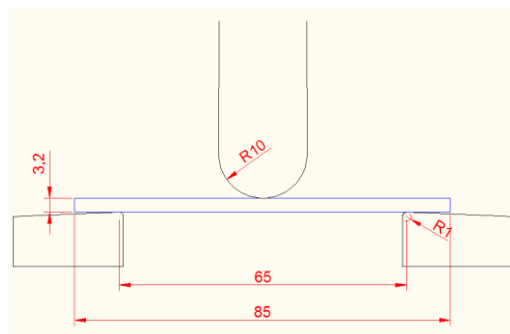


Рисунок 1.25 – Схема нагружения образца

По результатам испытаний выдается протокол, к которому прикладывается диаграмма с экстензометра в виде файла Excel-таблицы с соответствующими данными (нагрузка [кгс] и прогиб [мм]).

Калибровка расчетной модели. Проводится сравнение расчётных диаграмм с экспериментальными данными. Из результатов испытаний на растяжение и сжатие корректируются значения модулей монослоя E_{11}^+ , E_{11}^- , E_{22}^+ , E_{22}^- . Затем, используя данные из испытаний на трехточечный изгиб, корректируются модули на сдвиг G_{13} и G_{23} . Модуль сдвига G_{12} остается неизменным и задаётся согласно спецификации на материал, поскольку, чтобы его уточнить, необходимо провести испытания на сдвиг в плоскости слоя на отдельных специальных образцах.

Исходя из вышеизложенного, по результатам сравнения данных виртуальных и реальных испытаний корректируются свойства монослоя E_{11} , E_{22} , G_{13} и G_{23} . Данные свойства монослоя являются превалирующими при плосконапряженном и изгибном НДС.

Используя уточнённые значения E_{11} , E_{22} , G_{13} и G_{23} , можно получить более точные оценки параметров динамического отклика Т-образцов при вибрационном нагружении, вырезанных из ранее испытанных на усталость и статику трёхстрингерных панелей из ПКМ.

1.2.3.2 Полученные результаты

С применением методики, описанной в разделе 1.2.3.1, были проведены испытания по определению механических характеристик материала Т-образцов, вырезанных из панелей, прошедших повторно-статические испытания и получены результаты, оформленные в виде протоколов испытаний. Ниже приведена краткая сводка по результатам испытаний.

Первым шагом, согласно методике (раздел 1.2.3.1), проводятся испытания на растяжение и сжатие образцов, вырезанных вдоль стрингера (0°) и поперёк (90°). Целью испытаний является получение зависимостей деформации образца, измеренной с помощью экстензометра на базе 10 мм, от приложенной нагрузки, измеренной по показаниям испытательной машины.

В таблице 1.5 представлены результаты испытаний образцов на растяжение. Всего было испытано 10 образцов – по 5 вдоль (0°) и поперёк (90°) направления укладки (оси стрингера исходной панели).

Таблица 1.5 – Результаты испытаний на растяжение

0°						
Деформация, мм	Нагрузка, кгс (1.1)	Нагрузка, кгс (1.2)	Нагрузка, кгс (1.3)	Нагрузка, кгс (1.4)	Нагрузка, кгс (1.5)	К-т вариации
0	-0,1	-0,1	0,0	0,3	-0,3	-
0.005	202,0	198,4	198,0	215,4	202,8	3,5%
0.01	403,8	399,4	396,1	415,7	406,9	1,9%
0.015	605,5	600,2	594,8	611,1	610,7	1,2%
0.02	808,1	802,0	794,4	804,0	814,7	0,9%
0.025	1007,6	1003,3	992,9	997,2	1017,8	1,0%
0.03	1203,3	1203,2	1192,1	1190,7	1219,3	1,0%
90°						
Деформация, мм	Нагрузка, кгс (2.1)	Нагрузка, кгс (2.2)	Нагрузка, кгс (2.3)	Нагрузка, кгс (2.4)	Нагрузка, кгс (2.5)	К-т вариации
0	0,0	0,0	-0,1	-0,2	-0,3	-
0.005	110,7	104,6	112,1	105,6	113,6	3,7%
0.01	221,4	208,4	224,1	210,5	226,4	3,7%
0.015	331,9	313,3	336,3	315,9	339,4	3,7%
0.02	444,6	419,0	449,0	422,5	453,3	3,6%
0.025	556,3	526,3	562,9	530,1	566,4	3,4%
0.03	669,1	632,4	676,7	638,5	680,3	3,4%

Как видно из таблицы 1.5, рассеяние характеристик образцов является незначительным: коэффициент вариации не превышает 4%. Представив графически табличные данные, можно наблюдать, что диаграммы практически накладываются друг на друга и имеют линейный характер для всех образцов, рисунки 1.26 и 1.27. Это означает, что приложенные нагрузки малы и так называемого эффекта пластичности в связующем не наблюдается: после разгрузки образцы вернутся в исходное состояние без изменения механических свойств.

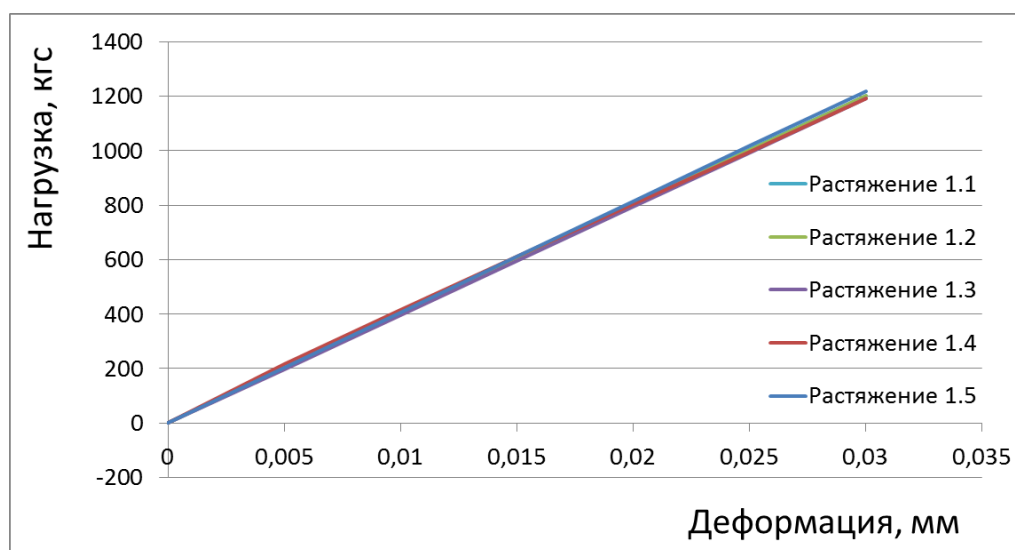


Рисунок 1.26 – Зависимость деформации от нагрузки при растяжении для образцов, вырезанных из панели №1 (0°)

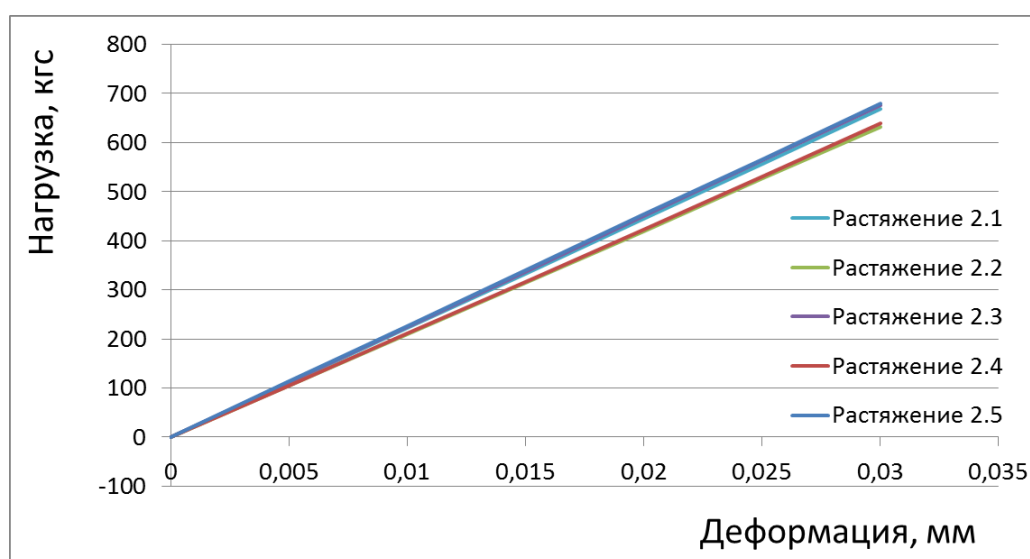


Рисунок 1.27 – Зависимость деформации от нагрузки при растяжении для образцов, вырезанных из панели №2 (90°)

В таблице 1.6 представлены результаты испытаний образцов на сжатие. Всего было испытано 10 образцов – по 5 вдоль (0°) и поперёк (90°) направления укладки (оси стрингера исходной панели).

Таблица 1.6 – Результаты испытаний на сжатие

0°						
Деформация, мм	Нагрузка, кгс (1.1)	Нагрузка, кгс (1.2)	Нагрузка, кгс (1.3)	Нагрузка, кгс (1.4)	Нагрузка, кгс (1.5)	К-т вариации
0	0.0	0.0	-0.1	0.0	0.1	-
0.005	200.4	203.2	200.2	199.6	199.5	0,8%
0.01	398.0	403.4	395.9	396.4	399.3	0,8%
0.015	593.3	601.4	587.9	591.7	595.1	0,8%
0.02	784.7	797.1	777.0	786.0	786.9	0,9%
0.025	974.9	990.3	962.8	985.7	977.7	1,1%
0.03	1160.2	1183.8	1145.4	1211.1	1171.5	2,1%
90°						
Деформация, мм	Нагрузка, кгс (2.1)	Нагрузка, кгс (2.2)	Нагрузка, кгс (2.3)	Нагрузка, кгс (2.4)	Нагрузка, кгс (2.5)	К-т вариации
0	-0.1	-0.1	-0.1	0.1	0.2	-
0.005	113.1	106.6	113.9	105.5	115.4	4,1%
0.01	222.8	209.9	224.6	207.9	227.9	4,2%
0.015	329.9	311.1	334.8	308.2	340.1	4,4%
0.02	435.3	411.3	444.5	406.5	450.6	4,6%
0.025	538.7	509.5	554.5	502.0	560.3	4,9%
0.03	639.8	606.0	665.9	594.4	669.3	5,4%

Как видно из таблицы 1.6, рассеяние характеристик образцов находится в пределах допустимых погрешностей: коэффициент вариации не превышает 6%. При этом, для образцов, вырезанных вдоль стрингера (0°), рассеяние крайне мало (не более 2.1%). Представив графически табличные данные, можно наблюдать, что диаграммы имеют линейный характер для всех образцов, рисунки 1.28 и 1.29. Это означает, что приложенные нагрузки малы и так называемого эффекта пластичности в связующем не наблюдается: после разгрузки образцы вернутся в исходное состояние без изменения механических свойств.

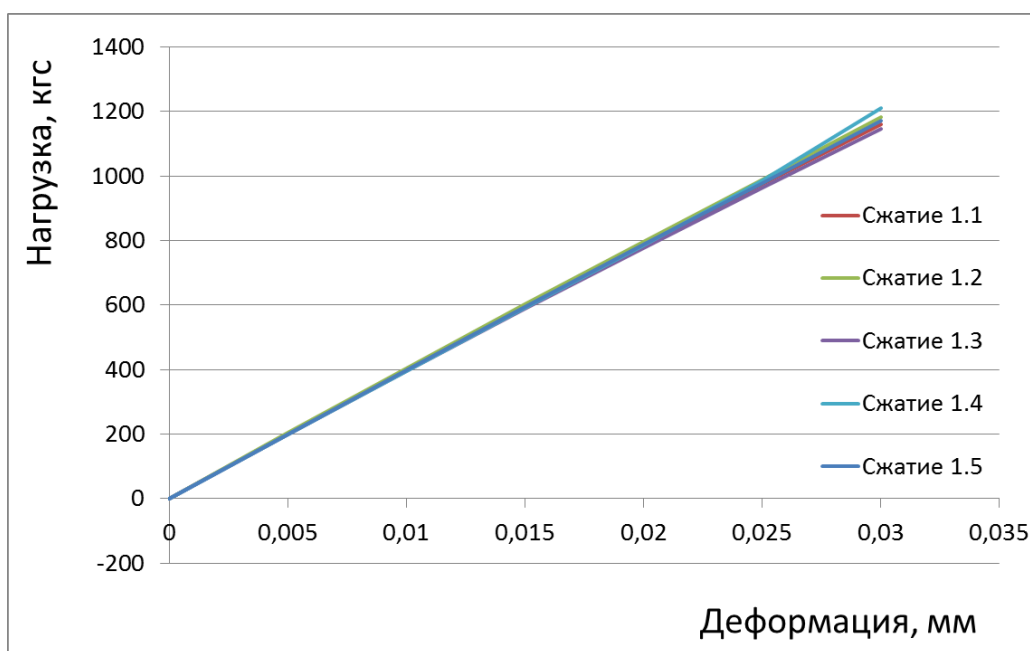


Рисунок 1.28 – Зависимость деформации от нагрузки при сжатии для образцов, вырезанных из панели №1 (0°)

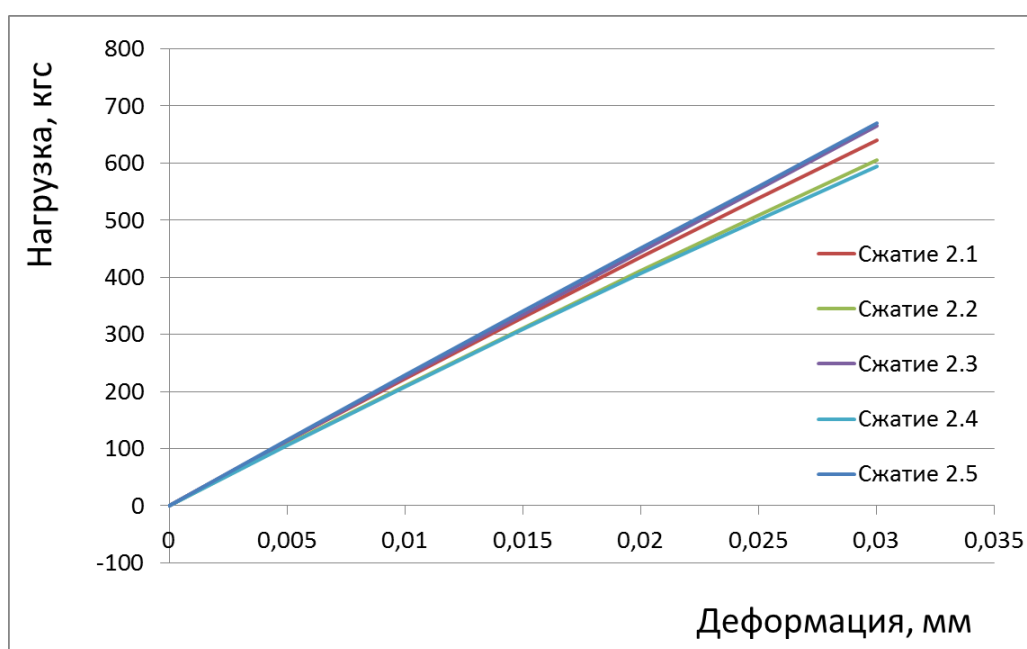


Рисунок 1.29 – Зависимость деформации от нагрузки при сжатии для образцов, вырезанных из панели №2 (90°)

По данным таблиц 1.5 и 1.6 выбирается наихудший по свойствам образец и его зависимость деформации от нагрузки используется для калибровки модели материала, согласно методике (раздел 1.2.3.1). Свойства монослоя материала, а именно значения модулей упругости при растяжении

и сжатии вдоль и поперёк (E_{11}^+ , E_{11}^- , E_{22}^+ , E_{22}^-) корректируются таким образом, чтобы расчётные диаграммы «нагрузка-деформация» совпали с экспериментальными. Таким образом, модель материала содержит уточнённые характеристики модулей упругости на растяжение и сжатие, что позволяет более точно определять НДС образца в модели.

В таблице 1.7 приведены результаты испытаний образцов на изгиб. Прогиб образца измерялся по перемещению штока испытательной машины на базе 65 мм. Всего было испытано 10 образцов – по 5 вдоль (0°) и поперёк (90°) направления укладки (оси стрингера исходной панели).

Таблица 1.7 – Результаты испытаний на изгиб

№ образца	Нагрузка при прогибе, кгс			
	0,3 мм	0,4 мм	0,5 мм	1 мм
1.1 (0°)	4,29	7,77	11,58	31,62
1.2 (0°)	4,39	7,98	11,76	32,00
1.3 (0°)	4,28	7,18	10,52	29,97
1.4 (0°)	6,15	9,18	12,81	33,80
1.5 (0°)	3,82	7,43	11,42	32,45
Коэффициент вариации	19,7%	9,8%	7,1%	4,3%
2.1 (90°)	5,92	8,62	11,39	26,12
2.2 (90°)	8,04	11,22	14,40	30,67
2.3 (90°)	5,82	8,59	11,65	27,47
2.4 (90°)	5,43	7,91	10,45	24,41
2.5 (90°)	6,70	9,52	12,46	27,53
Коэффициент вариации	16,2%	14,0%	12,3%	8,4%

Полученные данные свидетельствуют о том, что рассеяние характеристик при испытаниях на изгиб значительно выше рассеяния при

растяжении и сжатии. При малых нагрузках рассеяние (коэффициент вариации) достигает почти 20%, однако, при увеличении нагрузки рассеяние снижается. Несмотря на присутствие рассеяния, испытания позволили получить уточнённые данные зависимости прогиба от нагрузки, которые будут использованы для перерасчёта и уточнения исходных данных для математической модели.

Представив графически данные таблицы 1.7, можно наблюдать линейный характер диаграмм у всех образцов, рисунки 1.30 и 1.31. Это означает, что приложенные нагрузки малы и так называемого эффекта пластичности в связующем не наблюдается: после разгрузки образцы вернутся в исходное состояние без изменения механических свойств.

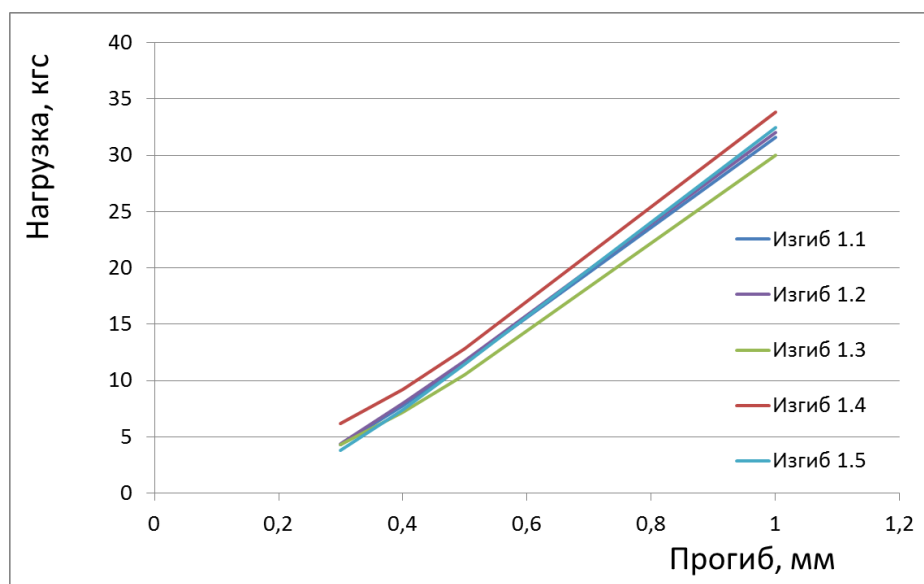


Рисунок 1.30 – Зависимость прогиба от нагрузки для образцов, вырезанных из панели №1 (0°)

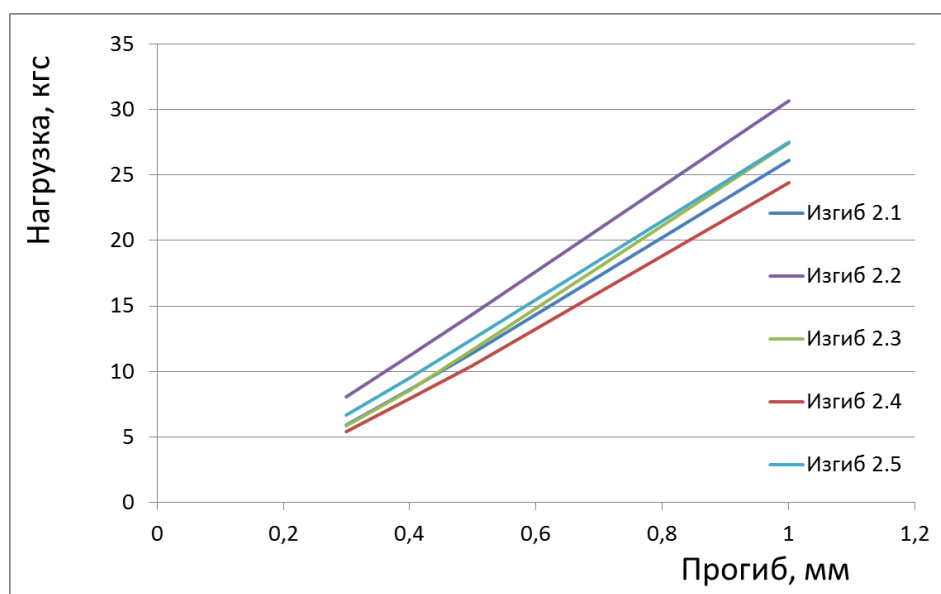


Рисунок 1.31 – Зависимость прогиба от нагрузки для образцов, вырезанных из панели №2 (90°)

Для определения эффективных механических свойств материала и внесения поправки в расчётную модель, выбирается худший образец по значениям, приведённым в таблице 1.7, и проводится сравнение диаграмм «нагрузка-прогиб» с результатами расчёта по методике (раздел 1.2.3.1).

В исходной модели материала вносится поправка в значения модулей упругости монослоя на сдвиг из плоскости слоя (G_{13} и G_{23}) таким образом, чтобы диаграммы «нагрузка-прогиб» в расчёте и эксперименте совпали. Откалиброванные с помощью этого подхода свойства монослоя материала используются в дальнейшем при задании модели материала Т-образцов и будут приведены далее в соответствующем разделе.

2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ОТКЛИКА КОНСТРУКЦИИ ИЗ ПКМ НА СЛУЧАЙНОЕ ВИБРОАКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

Исследование акустической долговечности авиационных конструкций является комплексной задачей, включающей в себя, как правило, как расчётные, так и экспериментальные исследования. Применение классических инженерных подходов [3], [4] в совокупности с большим объёмом испытаний натурных конструкций зачастую не является эффективным с точки зрения экономических затрат, точности получаемых результатов и возможности использования полученных результатов при разработке самолётов нового поколения с применением новых материалов и технологий производства. Поэтому, а также благодаря существенному развитию вычислительных средств, современные подходы к проектированию и обоснованию прочности основаны на широком использовании математического моделирования [7], [10].

Специализированные математические модели разрабатываются и применяются повсеместно, что позволяет существенно снизить затраты на разработку авиационной техники, но требуют при этом пристального внимания в части валидации, которая выполняется экспериментальным путём.

2.1 Математическая модель

Применительно к задачам исследования усталостной прочности при акустических нагрузках математическое моделирование активно используется для расчёта динамического отклика конструкции на акустическое воздействие. Полученные в результате такого расчёта данные, с одной стороны, могут быть проверены экспериментально, а с другой стороны, могут в дальнейшем использоваться для расчёта долговечности и обоснования ресурса конструкции.

Концептуально любая прочностная математическая модель строится на известных уравнениях из области механики твёрдых тел. При этом в данной работе требуется также учитывать те особенности, которые присущи ПКМ, а также акустическим нагрузкам.

Моделирование динамического отклика конструкции при акустическом воздействии проходит в 2 этапа: модальный анализ и расчёт отклика. Далее в этом разделе будет подробно описана предлагаемая автором и используемая в настоящей работе математическая модель, а затем в разделах 2.2 и 2.3 уже будет приведена её численная реализация и полученные результаты расчёта.

2.1.1 Модальный анализ

Модальный анализ подразумевает расчётное определение собственных частот и форм колебаний исследуемого образца, что в математической постановке является решением задачи поиска собственных значений системы уравнений, записанной в матричном виде [58]:

$$(-\omega^2[M] + [K])\{\phi\} = 0, \quad (7)$$

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 колебаний).

Применение блочного метода Ланцоша [59] подразумевает итерационное выполнение спектральных преобразований в виде:

$$[M]([K] - \sigma[M])^{-1}[M]\{\phi\} = \theta[M]\{\phi\}, \quad (8)$$

где σ – сдвиг;

θ – собственное значение.

Это преобразование позволяет быстро прийти к искомым собственным значениям. При этом собственные векторы в уравнениях (7) и (8) идентичны, а собственные значения исходной и преобразованной задач связаны следующим образом:

$$\omega^2 = \frac{1}{\theta} + \sigma. \quad (9)$$

В рамках каждого прохода алгоритма Ланцоша создается последовательность подпространств Крылова и за конечное число «шагов» вычисляется наилучшая возможная аппроксимация собственных векторов в каждом подпространстве. На каждом шаге Ланцоша размерность подпространства увеличивается, что позволяет лучше аппроксимировать искомые собственные векторы. В этом отличие от метода итерации подпространства, в котором размерность подпространства, используемого для аппроксимации собственных векторов, фиксирована. Проведение итерационных преобразований Ланцоша будет происходить до тех пор, пока их продолжение не станет неэффективным.

Идея блочного метода Ланцоша 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.

Процедура решения задачи блочным методом Ланцоша состоит из нескольких проходов. Каждый проход связан с некоторым значением сдвига, которое остается постоянным во время прохода. Начальное значение сдвига σ_1 определяется с использованием среднего геометрического центров кругов Гершгорина, называемого «масштабом задачи». В начале каждого прохода Ланцоша проводится факторизация сдвинутой матрицы $[K] - \sigma_p[M]$ (где p – номер прогона), после чего выполняется последовательность шагов Ланцоша.

В алгоритме Ланцоша i -ый шаг реализован следующим образом:

1. Решение системы линейных уравнений с количеством правых частей, равным b (где b – размер блока Ланцоша), используя факторизованную сдвинутую матрицу:

$$([K] - \sigma_p[M])[\hat{V}]_{(i+1)} = [M][V]_{(i)}, \quad (10)$$

где $[V]_{(i)}$ – блок векторов Ланцоша, в котором количество строк отражает число переменных модели, а количество столбцов равно размеру блока b . Исходный блок векторов $[V]_{(1)}$ представляет собой набор случайных векторов, ортонормированных с помощью процедуры: $[I] = [V]_{(1)}^T [M] [V]_{(1)}$, где $[I]$ – единичная матрица.

2. Установка вспомогательного блока векторов:

$$[U]_{(i+1)} = [\hat{V}]_{(i+1)} - [V]_{(i-1)} \beta_i, \quad (11)$$

где β_i – верхнетреугольная матрица размерностью $b \times b$, $\beta_1 = [0]$.

3. Вычисление симметричной матрицы α_i с размерностью b :

$$\alpha_i = [U]_{(i+1)}^T [M] [V]_{(i)}. \quad (12)$$

4. Формулировка остатка Ланцоша:

$$[R]_{(i+1)} = [U]_{(i+1)} - [V]_{(i)} \alpha_i. \quad (13)$$

5. Нормализация остатка и вычисление блока векторов $[V]_{(i+1)}$, таких что:

$$\begin{aligned} [V]_{(i+1)} \beta_{i+1} &= [R]_{(i+1)}, \\ [I] &= [V]_{(i+1)}^T [M] [V]_{(i+1)}, \end{aligned} \quad (14)$$

где β_{i+1} – верхнетреугольная матрица размерностью $b \times b$.

6. Оценка потери ортогональности между $[V]_{(i+1)}$ и $[V]_{(j)}$ (для $j = 1, 2, \dots, i-1$), используя метод частичной реортогонализации и, при необходимости, выполняя реортогонализацию.

7. Выполнение «локальной реортогонализации»:

пересчёт $[V]_{(i+1)}$ для получения равенства $[0] = [V]_{(i+1)}^T [M] [V]_{(i)}$.

8. Решение задачи собственных значений для матрицы $[T]$:

$$[T][S] = [S][\theta], \quad (15)$$

где $[T] = \begin{bmatrix} \alpha_1 \beta_2^T & & & & \\ \beta_2 \alpha_2 \beta_3^T & & & & \\ \beta_3 \alpha_3 \beta_4^T & & & & \\ \beta_4 \alpha_4 \cdots & & & & \\ \cdots \cdots \beta_i^T & & & & \\ \beta_i \alpha_i & & & & \end{bmatrix},$

$[S]$ и $[\theta]$ – матрицы, содержащие собственные вектора и собственные значения соответственно.

9. Определение границы погрешности аппроксимации собственных значений для симметризованной задачи собственных значений и проверка условия завершения прохода Ланцоша.

Проход Ланцоша прекращается, если выполняется одно из следующих условий:

- Все собственные значения, необходимые для текущего прохода, извлекаются.
- Треугольная матрица является сингулярной или плохо обусловленной.
- Количество шагов Ланцоша превышает максимально допустимое.
- Продолжение текущего прохода оценивается как неэффективное. Это решение основано на оценке «стоимости собственного значения» на следующих нескольких шагах (проход Ланцоша продолжается до тех пор, пока стоимость собственного значения уменьшается).

После завершения каждого прохода Ланцоша сходящиеся собственные векторы симметризованной задачи (уравнения (7)) восстанавливаются с использованием блоков векторов $[V]_{(j)}$ (для $j = 1, 2, \dots, i-1$) и собственных векторов $[S]$.

После завершения прохода Ланцоша для сдвига σ_p значение сдвига σ_{p+1} вычисляется с использованием результатов всех предыдущих проходов.

Определённые с помощью алгоритма Ланцоша собственные значения и векторы, являющиеся в данном случае собственными частотами и формами колебаний твёрдого тела, именуемые также собственными модами колебаний, используются в дальнейшем для расчёта случайного динамического отклика.

2.1.2 Расчёт отклика конструкции на случайное виброакустическое воздействие

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 (CSD – Cross Spectral Density). Процедура расчёта случайного отклика использует набор собственных мод, извлечённых на предыдущем этапе, для расчёта соответствующих спектральных плотностей мощности (СПМ) (PSD – Power Spectral Density) переменных отклика (напряжений, деформаций, перемещений и т.д.), а также дисперсии и среднеквадратичного значения (СКЗ) этих переменных [60], [61], [62].

Поскольку нагрузка недетерминирована, её можно охарактеризовать только в статистическом смысле. Для этого при расчёте отклика на случайное воздействие принимается, что процесс является стационарным, т.е. его статистические свойства не меняются со временем:

$$f(x(t)) = f(x(t + \tau)) \text{ для любого } \tau. \quad (16)$$

Также принимается, что возбуждение является эргодическим процессом, т.е. таким, для которого среднее по времени, полученное усреднением на достаточно большом, в пределе бесконечном, интервале по единственной реализации случайного процесса, сходится с вероятностью единица к соответствующей вероятностной характеристике, полученной усреднением по множеству реализаций. Эти ограничения гарантируют, что возбуждение является статистически стационарным.

Рассматриваемая в статистическом смысле переменная может характеризоваться некоторыми следующими соотношениями:

- Среднее значение случайной величины:

$$E(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x(t) dt. \quad (17)$$

Поскольку динамический отклик рассчитывается для состояния статического равновесия, среднее значение любого исходного процесса или переменной отклика всегда будет равно нулю.

- Дисперсия случайной величины измеряет среднеквадратичную разницу между точечным значением переменной и ее средним значением:

$$\sigma_r^2(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} (x(t) - E(x))^2 dt. \quad (18)$$

- Поскольку $E(x) = 0$, дисперсия равна «среднеквадратичному значению» (*Mean Square Value*):

$$E(x^2) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x^2(t) dt. \quad (19)$$

Следует уточнить, что данный термин взят в кавычки, поскольку в отечественной литературе он применяется не для *Mean Square Value*, а для *Root Mean Square (RMS) Value*. Единицей измерения дисперсии является амплитуда в квадрате (например, дисперсия силы имеет единицу сила в квадрате), поэтому для удобства представления данных обычно используются именно СКЗ (RMS):

$$\sigma_r(x) = \sqrt{\sigma_r^2}. \quad (20)$$

Для исследования отклика необходимо ввести такое понятие, как корреляция. Корреляция измеряет сходство между двумя переменными. Таким образом, взаимная корреляция между двумя случайными функциями $x_1(t)$ и $x_2(t)$ времени и представляет собой интеграл произведения двух переменных, при этом одна из них сдвинута во времени на некоторую фиксированную величину τ , чтобы учесть возможность того, что они похожи, но сдвинуты во времени. Функция взаимной корреляции определяется как:

$$R_{x_1 x_2}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x_1(t) x_2(t + \tau) dt. \quad (21)$$

Поскольку среднее значение любой переменной равно нулю, в среднем каждая переменная имеет одинаковое положительное и отрицательное содержание. Если переменные очень похожи, их взаимная корреляция (для некоторых значений τ) будет большой, а если они не похожи, то их произведение $x_1 x_2$ иногда будет отрицательным, а иногда положительным, так что интеграл за все время будет давать гораздо меньшее значение, независимо от выбора τ .

Для удобства взаимную корреляцию можно нормировать, чтобы определить безразмерную нормализованную взаимную корреляцию:

$$r_{x_1 x_2}(\tau) = \frac{R_{x_1 x_2}(\tau)}{\sqrt{\sigma_r^2(x_1) \sigma_r^2(x_2)}}. \quad (22)$$

Таким образом:

если $x_1 = x_2$, то $r(0) = 1$;

если $x_1 = -x_2$, то $r(0) = -1$;

если x_1 и x_2 совершенно различны, то $r \rightarrow 0$ (когда $r = 0$, считается, что переменные ортогональны).

Очевидно, что справедливо неравенство $-1 \leq r \leq 1$, где небольшие значения r указывают на то, что переменные x_1 и x_2 имеют совершенно разные временные реализации.

Существует также понятие автокорреляции – т.е. взаимной корреляции переменной с самой собой. Если переменная является случайной, то при $\tau = 0$ её автокорреляция всегда будет очень маленькой, т.е. не будет такого временного сдвига τ , который позволил бы переменной коррелировать самой с собой. Однако если переменная не такая уж случайная (например, если это просто вибрация с фиксированной частотой), её автокорреляция будет близка к ± 1 , когда в качестве τ выбрано некоторое целое число, кратное полупериоду вибрации. Таким образом, автокорреляция позволяет оценить, насколько случайна на самом деле переменная.

Также при анализе статистических процессов используется автокорреляционная функция, которая является частым случаем функции

взаимной корреляции (21), когда рассматривается одна случайная функция времени. Тогда для переменной $x(t)$ автокорреляционная функция вычисляется по формуле:

$$R(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x(t)x(t + \tau) dt. \quad (23)$$

Очевидно, что при $\tau \rightarrow 0$, то $R(\tau) \rightarrow \sigma_r^2$, т.е. автокорреляция равна дисперсии. Поэтому можно также использовать нормированную автокорреляцию:

$$r(\tau) = \frac{R(\tau)}{\sigma_r^2}. \quad (24)$$

Очевидно, что функция $R(\tau)$ симметрична относительно $\tau = 0$, т.е. $R(\tau) = R(-\tau)$, и что её значение в произвольный момент времени не превышает значение в момент $\tau = 0$, т.е. $R(\tau) \leq R(0) = \sigma_r^2$.

Автокорреляционная функция сигналов с близкими амплитудами в широком диапазоне частот быстро падает с увеличением τ . Этот тип функции известен как широкополосная случайная функция (рисунок 2.1).

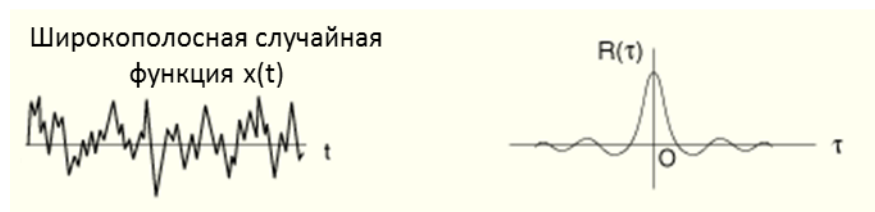


Рисунок 2.1 – Широкополосная случайная функция и её автокорреляция

Частным случаем такой функции является белый шум, имеющий одинаковую амплитуду на всех частотах. Автокорреляционная функция белого шума является простой дельта-функцией:

$$R(\tau) = \delta(\tau) = \begin{cases} \sigma_r^2 & \text{при } \tau = 0 \\ 0 & \text{при } \tau \neq 0 \end{cases}. \quad (25)$$

Противоположным случаем является узкополосная функция (рисунок 2.2), частным случаем которой является простая синусоидальная вибрация на одной частоте, описываемая уравнением $x = A \sin \omega_0 t$ (рисунок 2.3). Тогда автокорреляционная функция $R(\tau)$ также должна быть

периодической, так как должна достигать одного и того же значения $R(\tau) = \sigma_r^2$ каждый раз, когда сдвиг по времени τ соответствует периоду вибрации. Выполнив интегрирование по времени, получим:

$$\begin{aligned}
 R(\tau) &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} A \sin \omega_0 t \sin \omega_0(t + \tau) dt = \\
 &= A^2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \left(\cos \omega_0 \tau \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \sin^2 \omega_0 t dt + \sin \omega_0 \tau \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \sin \omega_0 t \cos \omega_0 t dt \right) = \\
 &= \frac{1}{2} A^2 \cos \omega_0 \tau = \sigma_r^2 \cos \omega_0 \tau .
 \end{aligned} \tag{26}$$

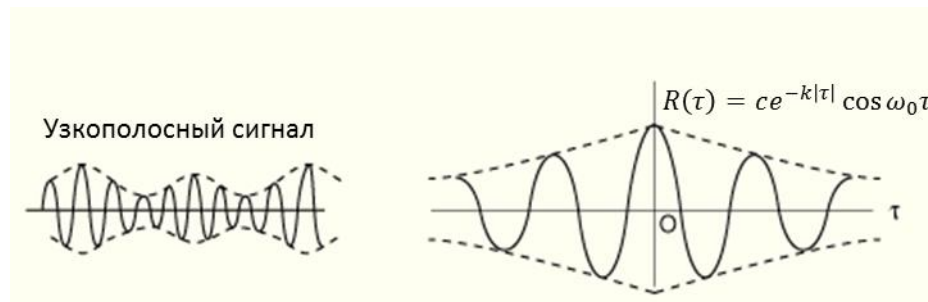


Рисунок 2.2 – Узкополосный сигнал и его автокорреляционная функция

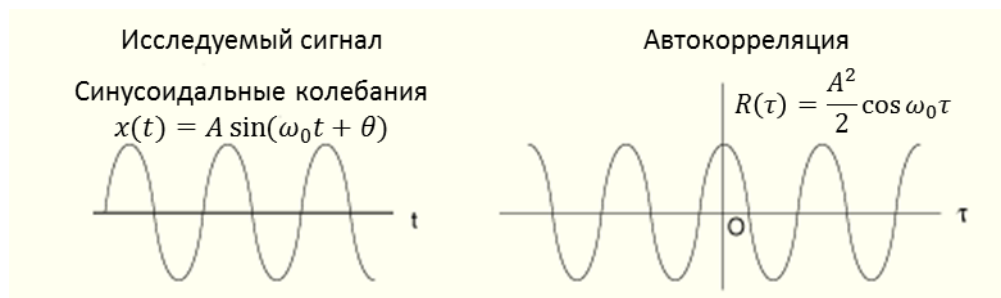


Рисунок 2.3 – Синусоидальный сигнал и его автокорреляционная функция

Можно расширить эту концепцию, чтобы описать частотный состав случайной величины путём взаимной корреляции переменной с синусоидальной волной: прохождение волны по диапазону частот и изучение взаимной корреляции показывает, преобладают ли в случайной величине колебания на определенной частоте. Таким образом, природу стационарных эргодических случайных процессов лучше всего исследовать, представляя данные в частотной области.

В качестве примера можно рассмотреть переменную $x(t)$, которая содержит множество дискретных частот. Представляя переменную $x(t)$ в виде ряда Фурье, разложенного в N шагов по основной частоте ω_0 :

$$x(t) = \sum_{n=1}^N [a_n \cos(in\omega_0 t) + b_n \sin(in\omega_0 t)] . \quad (27)$$

Ряд начинается с члена $n = 1$, поскольку среднее значение переменной должно быть равно нулю. Можно записать этот ряд в более компактном виде комплексного ряда Фурье (имея в виду, что интерес в дальнейшем будет представлять только действительная часть):

$$x(t) = \sum_{n=-N}^N A_n e^{in\omega_0 t}, \quad (28)$$

где $A_n = \text{Re}(A_n) + i \text{Im}(A_n)$ – амплитуда n -го члена ряда, записанная в комплексной форме, при этом существует A_n^* – комплексно-сопряжённое число к A_n , т.е. $A_n^* = \text{Re}(A_n) - i \text{Im}(A_n)$. Таким образом:

$$A_n = \begin{cases} (a_n - ib_n)/2 & \text{для } n > 0, \\ (a_n + ib_n)/2 & \text{для } n < 0, \\ 0 & \text{для } n = 0. \end{cases} \quad (29)$$

Дисперсия переменной $x(t)$ равна:

$$\sigma_r^2(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \sum_{n=-N}^N A_n^* e^{-in\omega_0 t} A_n e^{in\omega_0 t} dt, \quad (30)$$

что с использованием ортогональности членов ряда Фурье:

$$\sigma_r^2(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \sum_{n=-N}^N A_n A_n^* dt = \sum_{n=-N}^N A_n A_n^* = \sum_{n=-N}^N |A_n|^2 = \sum_{n=-N}^N \sigma_r^2(x_n), \quad (24)$$

где $x_n = \text{Re}(A_n e^{in\omega_0 t})$ – n -ый член ряда Фурье.

Таким образом, дисперсия для функции, представимой с помощью ряда Фурье, является суммой дисперсий её составляющих. В частности, видно, что $A_n A_n^*$ – это дисперсия переменной на частоте $n\omega_0$.

Вклад в дисперсию $\sigma_r^2(x)$ переменной x , на частоте $f_n = n\omega_0/(2\pi)$ на единицу частоты равен:

$$S_x(f_n) = \frac{2\pi}{\omega_0} A_n A_n^* , \quad (31)$$

поскольку продвижение вверх по частотному диапазону происходит с шагом $\Delta f = \omega_0/(2\pi)$. Таким образом, дисперсию можно записать как:

$$\sigma_r^2(x) = \sum_{n=-N}^N S_x(f_n) \Delta f. \quad (32)$$

Рассматривая x как функцию от частоты, $S_x(f_n)$ пропорционально «мощности» на единицу частоты, на частоте f_n . Поскольку рассматриваются всё меньшие и меньшие интервалы $\Delta f \rightarrow 0$, то S_x является спектральной плотностью мощности (PSD) переменной x :

$$\sigma_r^2(x) = \int_{-\infty}^{\infty} S_x(f) df , \quad (33)$$

где f – частота, выраженная в количестве циклов на единицу времени (обычно в Гц). Следует отметить, что для S_x используются единицы измерения (переменная)²/частота, где в качестве переменной рассматривается единица измерения исследуемого параметра (перемещения, силы, напряжения и т.д.).

Поскольку переменные, представляющие интерес при расчёте случайного отклика, являются функциями частоты, то преобразования Фурье играет важную роль в переходе из временной области в частотную область и наоборот. Преобразование Фурье для функции $x(t)$, которое обычно записывается как $\bar{x}(f)$, определяется формулой:

$$x(t) = \int_{-\infty}^{\infty} \bar{x}(f) e^{i2\pi ft} df , \quad (34)$$

подставив круговую частоту $\omega = 2\pi f$:

$$x(t) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\infty} \bar{x}(\omega) e^{i\omega t} d\omega = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\infty} [(\bar{x}(\omega) + \bar{x}(-\omega)) \cos \omega t + i(\bar{x}(\omega) - \bar{x}(-\omega)) \sin \omega t] d\omega. \quad (29)$$

Таким образом, $(\bar{x}(\omega) + \bar{x}(-\omega))/(2\pi)$ является амплитудой косинусоидального члена ряда для функции $x(t)$ на круговой частоте ω , а $(\bar{x}(\omega) - \bar{x}(-\omega))/(2\pi)$ – амплитудой синусоидального члена. Из данного факта виден физический смысл преобразования Фурье, которое описывает

комплексную величину (амплитуду и фазу) функции $x(t)$ на определённой частоте.

Если $x(t)$ принимает только действительные значения (что справедливо для переменных, которые необходимо учитывать при исследовании задачи отклика на случайное воздействие), это выражение показывает:

$$\begin{aligned} \operatorname{Im}(\bar{x}(\omega)) &= -\operatorname{Im}(\bar{x}(-\omega)), \\ \operatorname{Re}(\bar{x}(\omega)) &= \operatorname{Re}(\bar{x}(-\omega)), \end{aligned} \quad (35)$$

что, в свою очередь, означает, что:

$$\bar{x}(-\omega) = \bar{x}^*(\omega). \quad (36)$$

Также следует привести и обратное преобразование Фурье:

$$\bar{x}(f) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) e^{-i2\pi f t} dt, \quad (37)$$

из которого видно, что преобразования между временной и частотной областью являются симметричными.

Применяя теорему Парсеваля:

$$\begin{aligned} \int_{-\infty}^{\infty} x_1(t) x_2^*(t) dt &= \int_{-\infty}^{\infty} x_2^*(t) \int_{-\infty}^{\infty} \bar{x}_1(f) e^{i2\pi f t} df dt = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \bar{x}_1(f) \int_{-\infty}^{\infty} x_2^*(t) e^{i2\pi f t} dt df = \int_{-\infty}^{\infty} \bar{x}_1(f) \bar{x}_2^*(f) df \end{aligned} \quad (38)$$

к выражению для дисперсии, можно получить:

$$\sigma_r^2 = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x^2(t) dt = \int_{-\infty}^{\infty} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{x}(f) \bar{x}^*(f) df. \quad (39)$$

Поскольку $x(t)$ является вещественной переменной, то $\bar{x}(-f) = \bar{x}^*(f)$, а значит $\bar{x}(-f) \bar{x}^*(-f) = \bar{x}^*(f) \bar{x}(f) = \bar{x}(f) \bar{x}^*(f)$.

Используя уравнение (33) для спектральной плотности мощности вместе с (39), можно получить:

$$S_x(f) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{x}(f) \bar{x}^*(f), \quad (40)$$

при этом $S_x(-f) = S_x(f)$.

Чтобы избежать интегрирования по области отрицательных частот, можно записать уравнение для дисперсии в виде:

$$\sigma_r^2(x) = \int_0^\infty [S_x(f) + S_x(-f)] df = \int_0^\infty \tilde{S}_x(f) df, \quad (41)$$

где $\tilde{S}_x(f)$ – односторонняя СПМ, заданная в виде $\tilde{S}_x(f) = S_x(f) + S_x(-f)$, $f \geq 0$. Поскольку $S_x(-f) = S_x(f)$, то $\tilde{S}_x(f) = 2S_x(f)$.

Используя эти соотношения, можно получить автокорреляцию функции при помощи уравнения (23):

$$\begin{aligned} R(\tau) &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x(t)x(t+\tau) dt = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x(t) \left[\int_{-\infty}^{\infty} \bar{x}(f) e^{i2\pi f(t+\tau)} df \right] dt = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \left[\int_{-\infty}^{\infty} x(t) e^{i2\pi f t} dt \right] \bar{x}(f) e^{i2\pi f \tau} df = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \left(\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{x}^*(f) \bar{x}(f) \right) e^{i2\pi f \tau} df = \int_{-\infty}^{\infty} S_x(f) e^{i2\pi f \tau} df. \end{aligned} \quad (42)$$

Видно, что СПМ функции – это преобразование Фурье её автокорреляции. Обратное преобразование записывается в виде:

$$S_x(f) = \int_{-\infty}^{\infty} R(\tau) e^{-i2\pi f \tau} d\tau. \quad (43)$$

Поскольку $R(\tau)$ симметрична относительно $\tau = 0$ (т.е. $R(-\tau) = R(\tau)$), можно также записать это уравнение в виде:

$$S_x(f) = \int_0^\infty R(\tau) (e^{-i2\pi f \tau} + e^{i2\pi f \tau}) d\tau = 2 \int_0^\infty R(\tau) \cos 2\pi f \tau d\tau, \quad (44)$$

тогда

$$\tilde{S}_x(f) = 4 \int_0^\infty R(\tau) \cos 2\pi f \tau d\tau. \quad (45)$$

Развивая логику, применённую выше для вывода уравнений для вычисления СПМ, можно определить функцию взаимной спектральной

плотности (CSD) $S_{x_1 x_2}(f)$, которая определяет взаимную корреляцию между двумя переменными следующим образом:

$$R_{x_1 x_2}(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} S_{x_1 x_2}(f) e^{i2\pi f\tau} df, \quad (46)$$

и её обратное преобразование:

$$S_{x_1 x_2}(f) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{x_1 x_2}(\tau) e^{-i2\pi f\tau} d\tau. \quad (47)$$

Преобразуя исходное уравнение (21) для корреляции в частотную область, можно получить:

$$\begin{aligned} R_{x_1 x_2}(\tau) &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x_1(t) x_2(t + \tau) dt = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x_1(t) \int_{-\infty}^{\infty} \bar{x}_2(f) e^{i2\pi f(t+\tau)} df dt = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} [x_1(t) e^{i2\pi f t} dt] \bar{x}_2(f) e^{i2\pi f \tau} df = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \left(\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{x}_1^*(f) \bar{x}_2(f) \right) e^{i2\pi f \tau} df. \end{aligned} \quad (48)$$

Для сравнения:

$$S_{x_1 x_2}(f) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{x}_1^*(f) \bar{x}_2(f), \quad (49)$$

что может быть также записано в виде

$$S_{x_1 x_2}(f) = \left[\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{x}_2^*(f) \bar{x}_1(f) \right]^* = S_{x_2 x_1}^*(f) = S_{x_2 x_1}^*(-f). \quad (50)$$

На приведённых выше математических выражениях строится концепция анализа случайного отклика, реализуемая с помощью метода конечных элементов. Система возбуждается некоторыми случайными нагрузками или заданными начальными условиями движения, которые характеризуются матрицей функций взаимной спектральной плотности $S_{NM}(f)$ в частотной области. N и M здесь рассматриваются как две степени

свободы конечно-элементной модели (КЭМ), которые подвергаются случайным нагрузкам или заданным начальным условиям движения.

Обычно при проведении расчётов диапазон частот ограничивается таким образом, чтобы учитывать только те частоты, на которых возможен отклик конструкции, т.е. нет необходимости учитывать частоты, которые выше, чем режимы, на которых работает конструкция.

Значения $S_{NM}(f)$ могут быть получены с помощью преобразования Фурье взаимной корреляции временных реализаций или преобразования Фурье автокорреляции одной временной реализации вместе с известными геометрическими параметрами.

Реакция конструкции на случайное возбуждение называется её динамическим откликом. Обычно при проведении анализа интерес представляют спектральные плотности мощности различных параметров отклика – напряжения, перемещения и др., которые, в свою очередь наглядно показывают частоты, на которых конструкция больше всего возбуждается случайной нагрузкой.

Общая картина отклика конструкции определяется путём рассмотрения СКЗ любой переменной, имеющего размерность в тех же единицах измерения, что и сама переменная. СКЗ вычисляется путём интегрирования односторонней спектральной плотности мощности переменной по диапазону частот, поскольку:

$$\sigma_r = \sqrt{R(0)} = \sqrt{\int_0^{\infty} \tilde{S}_x(f) df}. \quad (51)$$

Численно такая операция интегрирования производится с использованием правила трапеций в диапазоне частот, заданном для шага случайного отклика:

$$\sigma_r \approx \sqrt{\frac{1}{2}(\tilde{S}_1(f_2 - f_1)) + \sum_{i=2}^{N-1} \tilde{S}_i(f_{i+1} - f_{i-1}) + \tilde{S}_N(f_N - f_{N-1})}, \quad (52)$$

где $\tilde{S}_1$ обозначает $\tilde{S}_x$ в заданном низшем диапазоне частот f_1 ;

$\tilde{S}_i$ – это $\tilde{S}_x$ на частоте f_i ;

N – количество точек, в которых был рассчитан отклик.

Число N зависит от количества собственных мод, используемых в суперпозиции, и от заданного количества точек между собственными частотами. При проведении расчётов необходимо убедиться, что выбрано достаточное количество таких частотных точек, чтобы это выполняемое приближительное интегрирование было достаточно точным.

Случайный отклик конструкции исследуется в частотной области. Для этого выполняется интегрирование серии синусоидальных колебаний от прикладываемой нагрузки как функций частоты. Преобразование задачи в частотную область по своей сути предполагает, что исследуемая система реагирует линейно, т.е. процедура случайного отклика рассматривается как этап анализа линейных возмущений.

Частным случаем случайного отклика является стационарный отклик, который позволяет исследовать линейный отклик конструкции, подвергающейся непрерывному гармоническому возбуждению. Стационарный линейный динамический анализ использует набор собственных мод, извлеченных на предыдущем этапе определения собственных частот, для расчета стационарного решения как функции частоты приложенного возбуждения.

Проекция уравнений движения системы на моду α описывается уравнением:

$$\ddot{q}_\alpha + c_\alpha \dot{q}_\alpha + \omega_\alpha^2 q_\alpha = \frac{1}{m_\alpha} (f_{1\alpha} + i f_{2\alpha}) e^{i\Omega t}, \quad (53)$$

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 ;

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

Внешние силы задаются частотой Ω и действительной и мнимой составляющими F_1^N и F_2^N , спроецированными на собственную моду ϕ_α^N следующим образом:

$$f_{1\alpha} + if_{2\alpha} = \phi_\alpha^N (F_1^N + iF_2^N). \quad (54)$$

Суммирование в уравнении (54) подразумевает повторение верхнего индекса N , указывающего степень свободы в модели, но в этом разделе рассматривается только одномодальное уравнение, поэтому повторение нижнего индекса α режима не подразумевает суммирование. Вектор нагрузки записывается через его действительную и мнимую части F_1^N и F_2^N . Эквивалентно можно записать нагрузку через её амплитуду F_0^N и фазу ψ :

$$\begin{aligned} F^N &= F_0^N e^{i(\Omega t + \psi)}, \\ F_1^N &= F_0^N \cos \psi, \\ F_2^N &= F_0^N \sin \psi. \end{aligned} \quad (55)$$

Существует несколько представлений модального демпфирования, используемого в математической модели случайного отклика. Модальное демпфирование определяется в виде:

$$c_\alpha = 2\xi_\alpha \omega_\alpha, \quad (56)$$

где ξ_α – коэффициент демпфирования, т.е. доля критического демпфирования для соответствующей моды α .

Конструкционное демпфирование даёт демпфирующую силу, пропорциональную модальной амплитуде:

$$c_\alpha \dot{q}_\alpha = i s_\alpha \omega_\alpha^2 q_\alpha, \quad (57)$$

где s_α – коэффициент конструкционного демпфирования соответствующей моды α .

Рэлеевское демпфирование задаётся в виде:

$$c_\alpha = \beta_\alpha + \gamma_\alpha \omega_\alpha^2, \quad (58)$$

где β_α и γ_α – коэффициенты рэлеевского демпфирования для низко- и высокочастотных мод соответственно.

Рэлеевское демпфирование может быть точно воспроизведено модальным демпфированием в виде:

$$\xi_{\alpha} = \frac{\beta_{\alpha}}{2\omega_{\alpha}} + \frac{\gamma_{\alpha}\omega_{\alpha}^2}{2}. \quad (59)$$

Кроме того, коэффициент демпфирования ξ_{α} может быть выражен уравнением:

$$\xi_{\alpha} = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{2\pi}{\delta}\right)^2}}, \quad (60)$$

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

$$\delta = \frac{1}{n} \ln \left(\frac{A_0}{A_n} \right), \quad (61)$$

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.

Применяя полученные соотношения для нахождения демпфирования системы к уравнению движения (53), можно получить:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_{\alpha} + 2\xi_{\alpha}\omega_{\alpha}\dot{q}_{\alpha} + (\beta_{\alpha} + \gamma_{\alpha}\omega_{\alpha}^2)\dot{q}_{\alpha} + i s_{\alpha}\omega_{\alpha}^2 q_{\alpha} + \omega_{\alpha}^2 q_{\alpha} = \\ = \frac{1}{m_{\alpha}} (f_{1\alpha} + i f_{2\alpha}) e^{i\Omega t}, \end{aligned} \quad (62)$$

Решением этого уравнения является:

$$q_{\alpha} = H_{0\alpha} f_{0\alpha} e^{i(\Omega t + \psi_{\alpha})}, \quad (63)$$

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:

$$\begin{aligned} Re(H_\alpha) &= \frac{1}{m_\alpha} \left[\frac{f_{1\alpha}(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} + \frac{f_{2\alpha} \eta_\alpha \Omega}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} \right] \\ Im(H_\alpha) &= \frac{1}{m_\alpha} \left[-\frac{f_{1\alpha} \eta_\alpha \Omega}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} + \frac{f_{2\alpha}(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2} \right] \end{aligned} \quad (64)$$

где η_α обозначает:

$$\eta_\alpha = 2\xi_\alpha \omega_\alpha + \beta_\alpha + \gamma_\alpha \omega_\alpha^2 + \frac{s_\alpha \omega_\alpha^2}{\Omega}. \quad (65)$$

Тогда амплитуда отклика может быть записана в виде:

$$H_{0\alpha} f_{0\alpha} = \sqrt{Re(H_\alpha)^2 + Im(H_\alpha)^2} = \frac{1}{m_\alpha} \frac{1}{\sqrt{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2)^2 + (\eta_\alpha \Omega)^2}} f_{0\alpha}, \quad (66)$$

а фазовый угол отклика равен:

$$\psi_\alpha = \tan^{-1}(Im(H_\alpha)/Re(H_\alpha)). \quad (67)$$

Имея модель для расчёта стационарного отклика, можно перейти к общему случаю случайного отклика. Для этого вначале рассматривается уравнение равновесия дискретной (конечно-элементной) линейной динамической системы, которое имеет вид:

$$\delta u^N (M^{NM} \ddot{u}^M + C^{NM} \dot{u}^M + K^{NM} u^M) = \delta u^N F^N, \quad (68)$$

где M^{NM} – матрица масс;

C^{NM} – матрица демпфирования;

K^{NM} – матрица жесткости;

F^N – внешние нагрузки;

u^N – значение степени свободы N в КЭМ (обычно составляющая перемещения или вращения, либо акустическое давление);

δu^N – произвольная виртуальная переменная.

Задача проецируется на собственные моды системы, которые извлекаются из незадемпфированной системы на предыдущем шаге расчёта:

$$(M^{NM} \omega_{\bar{\alpha}}^2 - K^{NM}) \phi_{\bar{\alpha}}^N = 0. \quad (69)$$

Для удобства здесь и далее нижние и верхние индексы указывают на суммирование в соответствующем диапазоне, за исключением случаев, когда они записаны с чертой, как, например, индекс $\bar{\alpha}$ в уравнении (69). Индексы,

обозначенные латинскими буквами, указывают на физические степени свободы, а греческими буквами – на модальные переменные.

Обычно для описания динамического отклика конструкции достаточно небольшого количества низших мод, т.е. их количество обычно не превышает 10^2 , при этом количество физических степеней свободы может достигать значений $10^3 - 10^5$.

Собственные моды ортогональны по матрицам массы и жесткости:

$$\begin{aligned}\phi_\alpha^N M^{NM} \phi_\beta^M &= \begin{cases} m_\alpha, & \text{если } \alpha = \beta; \\ 0, & \text{если } \alpha \neq \beta; \end{cases} \\ \phi_\alpha^N K^{NM} \phi_\beta^M &= \begin{cases} k_\alpha, & \text{если } \alpha = \beta \\ 0, & \text{если } \alpha \neq \beta. \end{cases}\end{aligned}\quad (70)$$

Здесь собственные моды нормируются так, что наибольшее значение ϕ_α^N равняется единице. При этом обычно $m_\alpha \neq 1$ но при решении некоторых задач допускается такая нормализация собственных мод так, что $m_\alpha = 1$.

Для описания матрицы демпфирования в модели принимается, что любое затухание имеет общий вид рэлеевского демпфирования:

$$C^{NM} = \alpha M^{NM} + \beta K^{NM}, \quad (71)$$

при этом C^{NM} проецируется на диагональную матрицу демпфирования c_α .

Таким образом, задача сводится к набору несвязанных уравнений модального отклика:

$$m_{\bar{\alpha}} \ddot{q}_{\bar{\alpha}} + c_{\bar{\alpha}} \dot{q}_{\bar{\alpha}} + k_{\bar{\alpha}} q_{\bar{\alpha}} = f_\alpha, \quad (72)$$

где $f_\alpha = \phi_\alpha^N F^N$ – обобщённая нагрузка для моды α ;

$q_{\bar{\alpha}}$ – обобщенная координата (модальная амплитуда) для моды α .

Стационарное возбуждение системы имеет вид:

$$f_\alpha = A e^{i2\pi f t} \quad (73)$$

и создаёт соответствующий данной моде отклик, записываемый в виде:

$$q_\alpha = H A e^{i2\pi f t}, \quad (74)$$

где $H(f)$ – комплексная функция отклика, полученная ранее в уравнении (64) и определённая в частотной области.

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:

$$S_{\alpha\beta}^f(f) = \phi_{\alpha}^N S_{NM}^F(f) \phi_{\beta}^M. \quad (75)$$

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

$$S_{\alpha\beta}^q(f) = H_{\bar{\alpha}} S_{\bar{\alpha}\bar{\beta}}^F(f) H_{\bar{\beta}}^*, \quad (76)$$

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

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

$$S_{NM}^u(f) = \phi_{\alpha}^N S_{\alpha\beta}^q(f) \phi_{\beta}^M, \quad (77)$$

так что СПМ степени свободы u^N равна:

$$S_{\bar{N}\bar{N}}^u(f) = \phi_{\alpha}^{\bar{N}} S_{\alpha\beta}^q(f) \phi_{\beta}^{\bar{N}}, \quad (78)$$

а СПМ для скорости и ускорения той же переменной равны:

$$\begin{aligned} S_{\bar{N}\bar{N}}^{\dot{u}}(f) &= (2\pi f)^2 S_{\bar{N}\bar{N}}^u(f), \\ S_{\bar{N}\bar{N}}^{\ddot{u}}(f) &= (2\pi f)^4 S_{\bar{N}\bar{N}}^u(f). \end{aligned} \quad (79)$$

Поскольку обычно в модели бывает до 10^2 собственных мод колебаний, но при этом гораздо больше ($>10^3$ – 10^5) физических степеней свободы, то при нагруженности многих из них (как, например, в случае пластинки, подвергающейся случайному акустическому воздействию), выполнение вычислительных операций, приведённых в уравнении (75), по всем нагруженным физическим степеням свободы на каждой частоте в рассматриваемом диапазоне, может быть довольно затратно с точки зрения вычислительных мощностей и времени расчёта. С другой стороны, такие операции, как уравнение (76) являются относительно низкозатратными, поскольку выполняются независимо для каждой комбинации собственных мод. Вычисления с использованием уравнения (78) могут оказаться высокозатратными, если есть необходимость получения результатов для

большого набора физических переменных (перемещений, скоростей, ускорений, напряжений и т.д.).

В модели предполагается, что матрица взаимной спектральной плотности для нагрузки может быть разделена на частотно-зависимую скалярную функцию (содержащую единицы взаимной спектральной плотности) и набор вспомогательных членов, которые независимы от частоты, как показано далее:

$$\begin{aligned} S_{NM}^F(f) &= \sum_J P^J(f) \sum_I \psi_{NM}^{IJ} \quad \text{для } N < M, \\ S_{NM}^F(f) &= [S_{MN}^F(f)]^* \quad \text{для } N > M, \\ S_{NN}^F(f) &= \text{Re} \left(\sum_J P^J(f) \sum_I \psi_{NN}^{IJ} \right), \end{aligned} \quad (80)$$

где J – количество функций взаимной корреляции, включённых в каждый шаг расчёта случайного отклика;

ψ – фазовая составляющая функции отклика.

Каждая функция взаимной корреляции относится к входной комплексной частотной функции $P^J(f)$. Пространственные взаимные корреляции затем определяются набором значений комплексной переменной ψ_{NN}^{IJ} .

При таком подходе функция взаимной спектральной плотности для обобщенных нагрузок $S_{\alpha\beta}^f(f)$ может быть описана в виде:

$$\begin{aligned} S_{\alpha\beta}^f(f) &= \sum_J P^J(f) \left(\phi_{\alpha}^N \phi_{\beta}^M \sum_I \psi_{NM}^{IJ} \right) \quad \text{для } N < M, \\ S_{\alpha\beta}^f(f) &= [S_{\beta\alpha}^f(f)]^* \quad \text{для } N > M, \\ S_{\alpha\alpha}^f(f) &= \text{Re} \left[\sum_J P^J(f) \left(\phi_{\alpha}^N \phi_{\beta}^M \sum_I \psi_{NM}^{IJ} \right) \right]. \end{aligned} \quad (81)$$

Поскольку $\phi_\alpha^N \phi_\beta^M \sum_I \psi_{NM}^{IJ}$ не являются функциями частоты, их можно вычислить только один раз, оставляя частотно-зависимые операции выполняться только в пространстве собственных мод.

Хотя эта процедура не является общепринятой для типичных коррелированных нагрузок (таких как, например, возбуждение колебаний подвески автомобиля от неровностей дороги или шум реактивных самолётов), нагрузки всегда можно определить таким образом, используя достаточное количество функций взаимной корреляции. Этот подход снижает вычислительные затраты для моделей со многими нагруженными физическими степенями свободы, а также хорошо работает для некоррелированных и полностью коррелированных нагрузок, которые являются довольно распространенными случаями.

2.2 Конечно-элементная модель

Описанная в разделе 2.1 математическая модель была численно реализована при помощи метода конечных элементов (МКЭ) в программной комплексе (ПК) ABAQUS.

Моделирование с помощью МКЭ позволяет выполнять расчётные оценки параметров динамического отклика конструкции, в том числе с учётом дефектов различных типов, не прибегая к натурным экспериментам. Точность результатов таких оценок будет сильно зависеть от наличия исчерпывающего набора исходных данных, сложности и достоверности используемой модели, а также ряда других факторов.

Разработанная в рамках настоящей работы модель может применяться для расчётной оценки собственных частот и форм колебаний, а также параметров динамического отклика (таких как напряжения, деформации и уровень вибрации в различных зонах) композитных конструкций сложной геометрии под воздействием вибрационных нагрузок. На данном этапе работ модель апробирована на конструктивно подобных образцах типового

соединения типа «обшивка-стрингер» тонкостенной конструкции гражданского самолёта. Процесс колебаний, который описывает настоящая модель, был ограничен частотным диапазоном 50-1550 Гц. Модель не позволяет учитывать нелинейные колебательные эффекты, возникающие на очень высоких уровнях вибраций и не учитывает нагревание образца за счёт перехода кинетической энергии движения в тепловую.

Для масштабирования используемой КЭ модели на реальную конструкцию необходимо проводить её валидацию на типовых конструктивно-подобных образцах, в качестве которых в настоящей работе рассматриваются композитные Т-образцы.

При моделировании процесса колебаний Т-образного образца при вибрационном нагружении, был принят ряд упрощений и допущений, в том числе:

1. Отклик конструкции является линейным;
2. Процесс нагружения конструкции является стационарным и эргодическим, т.е. $f(x(t)) = f(x(t + \tau))$ для любого τ ;
3. Для описания функции взаимной спектральной плотности звукового поля, используется модель полностью коррелированного поля по поверхности образца, т.е. $G(\omega, \xi, \eta) = 1$.
4. Образец имеет постоянную толщину обшивки. В реальности толщина варьируется в пределах от 3,3мм до 3,8мм ввиду наличия на нём лакокрасочного покрытия и/или других факторов, в том числе производственных;
5. Упрощённая модель экспериментальной оснастки для установки образца предполагает, что все закрепления считаются абсолютно жёсткими;
6. Задающее воздействие прикладывается непосредственно на образец, в то время как в эксперименте оно определялось по показаниям вибродатчика на столе вибростенда;
7. Лакокрасочное покрытие обшивки не влияет на характеристики образца;

8. Измерительные провода от тензодатчиков и вибродатчиков, проложенные по образцу не оказывают заметного влияния на его жесткостные характеристики и на отклик;

9. Модуль упругости монослоя ПКМ при растяжении не отличается от модуля упругости при сжатии.

Для создания модели применялся ПК Abaqus. Ниже приведён ряд особенностей и специальных условий, принятых при создании модели.

1. Укладка пакета из ПКМ задана методом *Composite Layup*.

Выбранная область разбивается на элементы так, что по толщине она имеет 1 элемент. В данном случае каждый слой моделируется отдельным геометрическим объектом, а потому для каждого слоя формируется отдельный *Composite Layup*. Далее задаются свойства для каждого монослоя пакета: направление укладки волокон, толщина, количество точек интегрирования по толщине, материал монослоя. Решение уравнений происходит для каждого монослоя и в каждой точке интегрирования. Вывод результатов также производится послойно.

2. Связи между слоями пакета считаются жёсткими.

Метод *Composite Layup* не учитывает межслоевую прочность, поэтому все слои между собой считаются жёстко соединёнными. Кроме того, связи между уплотняющим жгутом и уложенным пакетом также приняты жёсткими.

3. В модели используются типы элементов SC8R и C3D8I.

Гексагональные 8-узловые элементы («кирпичики») – наиболее простые с точки зрения построения объёмной сетки. В регулярных зонах принимают вид прямоугольного параллелепипеда, в зоне радиусного перехода – усечённой пирамиды или призмы. Для моделирования слоистых материалов и тонких обшивок при решении задач плоского НДС, как правило, применяются оболочечные (*Shell*) элементы, которые позволяют наиболее точно оценивать НДС конструкций, у которых один из размеров (толщина) значительно меньше двух других (длины и ширины). Разбиение

объёмной геометрии на оболочечные элементы происходит с помощью специальных элементов *Continuum Shell*. Трёхмерные (*Solid*) элементы позволяют корректно моделировать те части конструкции, которые не имеют ярко выраженной тонкой обшивки. В данном случае такими являются уплотняющий жгут и вибродатчики. Включенная опция *Incompatible Modes* добавляет элементам дополнительные точки интегрирования, позволяя тем самым улучшить точность вычислений изгибных деформаций. Критерий разрушения не применялся. Расчёт инициации и развития повреждений не проводился. Для исследуемого образца конечно-элементная модель состояла из 22161 элементов и 46669 узлов.

4. Затухание колебаний описывается коэффициентом демпфирования согласно уравнению (60).

Коэффициент демпфирования – отношение демпфирования в дифференциальном уравнении рассматриваемой системы к критическому значению демпфирования. Задаётся в виде безразмерного коэффициента для каждой моды колебаний с помощью поля *Damping – Direct Modal* для шага *Random Response*. В настоящем примере задаётся постоянным для первых десяти мод и вычислен по формуле (60) [63].

При этом логарифмический декремент затухания определялся экспериментально путём замера амплитуды свободных затухающих колебаний от полусинусоидального импульса длительностью $\sim 2 \div 5$ мс

5. Задающее воздействие (вибрация) прикладывается в виде ускорения, заданного функцией спектральной плотности мощности.

Случайное воздействие задаётся при помощи функции спектральной плотности. Для этого, при помощи инструмента *Amplitude – PSD*, задаются значения действительной (амплитудной) и мнимой (фазовой) части на соответствующих частотах, а также базовая величина ускорения (в данном случае равная $g=9.80665$ м/с²). Также, используя инструмент *Boundary Condition – Acceleration Base Motion*, случайное воздействие в виде ускорения прикладывается ко всей модели по выбранной оси (направлению) и задаётся

корреляционная функция. Как было сказано ранее, используется модель полностью коррелированного поля. Фазовый спектр не учитывался при решении задачи, т.е. мнимая часть была равна нулю на всех исследуемых частотах.

6. Для моделирования тензодатчиков используется тонкая мембрана.

На поверхность образца жёстко прикрепляется тонкая мембрана, сетка которой состоит из плоских (*Shell*) элементов, а свойства взяты в соответствии с тем слоем пакета ПКМ, на который она приклеена. Геометрия этой мембраны смоделирована таким образом, что тензодатчик является одним элементом. Деформации с образца передаются по жёстким связям на мембрану, которая нужна для удобства в обработке результатов (можно снимать значения деформаций в точно такой же зоне, в которой установлен тензодатчик в эксперименте, не подстраивая под это сетку всего образца).

7. Вибродатчики моделируются в виде однородного тела с заданными размерами и механическими свойствами.

На поверхность образца в заданной точке жёстко прикрепляется цилиндрическое объёмное тело, имеющее заданную массу и механические свойства. Инерция этой дополнительной массы учитывается при моделировании, т.е. оказывает влияние на значение собственных частот и на параметры динамического отклика при приложении вибрационной нагрузки.

8. Первым шагом расчёта проводится модальный анализ.

Для определения собственных форм и частот колебаний конечно-элементной модели на первом этапе выполнялся модальный анализ, для которого использовался блочный метод Ланцоша (раздел 2.1.1). Модальный анализ проводился в диапазоне частот 50 – 1550 Гц, который был выбран исходя из ограничений по рабочим режимам вибростенда. Применяемый модуль – *Frequency*. Все частоты и формы собственных колебаний выводятся в постпроцессоре и используются при дальнейших расчётах динамического отклика.

9. Вторым шагом расчёта определяются параметры динамического отклика.

Полученные собственные формы и частоты колебаний использовались для расчёта динамического отклика Т-образца посредством определения поля среднеквадратичных значений относительных деформаций. Вибрационное воздействие в каждом узле конечно-элементной модели задавалось с помощью функции спектральной плотности ускорений. Решаются уравнения движения в проекции на собственные моды конструкции (раздел 2.1.2) с использованием модуля *Random Response*, в результате чего определяются ускорения и перемещения узлов модели. При известной матрице жёсткости для каждого элемента, рассчитывается его НДС (в том числе послойно). При этом учитывается заданное значение демпфирования колебаний конструкции. Полученные результаты выводятся в частотной области в виде функций СПМ и СКЗ исследуемой переменной.

2.2.1 Исходные данные для моделирования

Рассмотрим далее построение конечно элементной модели для исследуемого Т-образца на основе выше рассмотренных предположений. Геометрические параметры Т-образца приведены на рисунке 2.4.

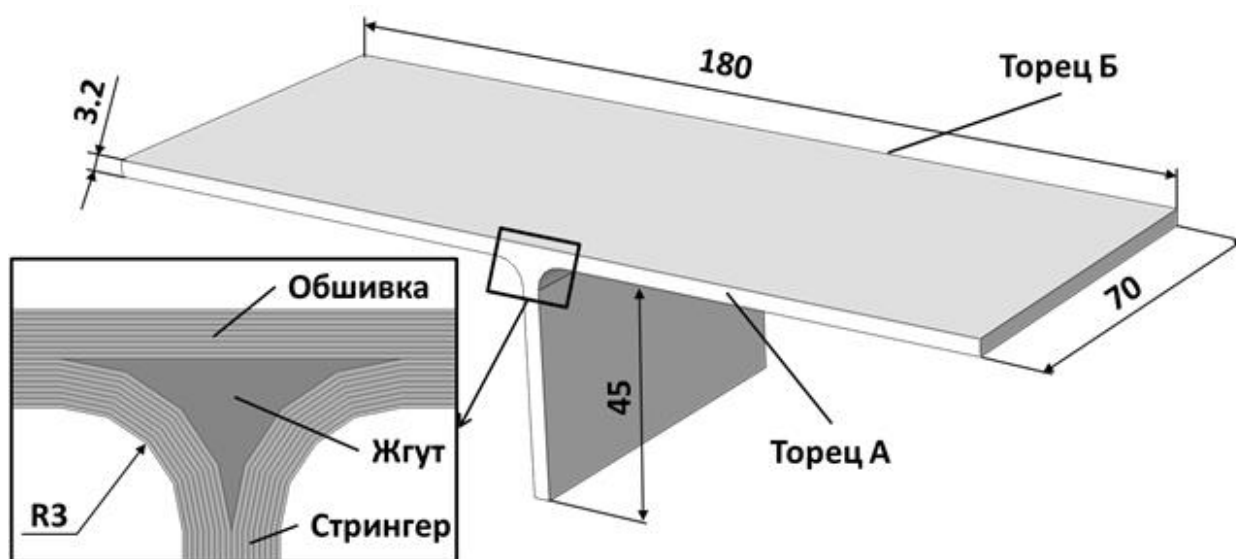


Рисунок 2.4 – Геометрические параметры исследуемого Т-образца

Пакет ПКМ состоит из 18 отдельных слоёв по толщине образца, каждый из которых является отдельным твёрдым телом, уложенных в соответствии со схемой укладки, показанной на рисунке 2.5. Цифрой 2 на рисунке обозначена область расположения уплотняющего жгута. Схема армирования и укладки слоёв приведены в таблице 2.1, а механические свойства материалов – в таблицах 2.2–2.4. Механические свойства получены с учётом полученных результатов испытаний элементарных образцов по методике раздела 1.2.3. Другие свойства материала взяты по спецификациям производителя и из результатов ранее проведённой квалификации материала.

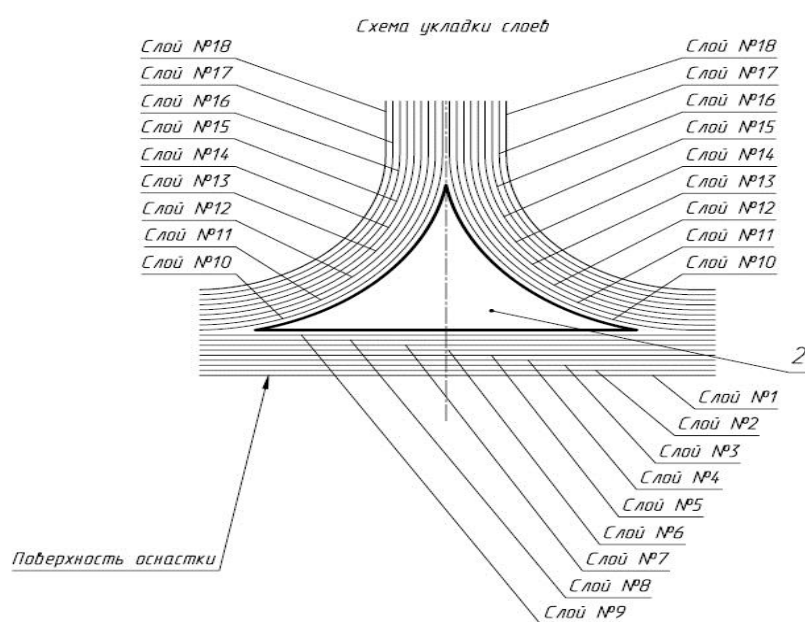


Рисунок 2.5 – Сечение зоны радиусного перехода панели и укладка слоёв

Таблица 2.1 – Схема укладки пакета из ПКМ

Номер слоя	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
Направление укладки, °	0	45	-45	0	90	0	0	45	-45	-45	45	0	0	90	0	-45	45	0
Материал	M21-45%-120	M21/34%/UD194/IMA																M21-45%-120

Таблица 2.2 – Механические свойства монослоя материала M21/34%/UD194/IMA

Параметр	Значение	Единицы измерения
Плотность	1580	кг/м ³
Модуль упругости при растяжении 0°	15000	кгс/мм ²
Модуль упругости при растяжении 90°	660	кгс/мм ²
Модуль упругости при сдвиге в плоскости слоя	535	кгс/мм ²
Модуль упругости при межслоевом сдвиге	350	кгс/мм ²
Коэффициент Пуассона	0.322	-

Таблица 2.3 – Механические свойства монослоя материала M21-45%-120

Параметр	Значение	Единицы измерения
Плотность	1770	кг/м ³
Модуль упругости при растяжении 0°	1400	кгс/мм ²
Модуль упругости при растяжении 90°	1400	кгс/мм ²
Модуль упругости при сдвиге в плоскости слоя	489	кгс/мм ²
Модуль упругости при межслоевом сдвиге	365	кгс/мм ²
Коэффициент Пуассона	0.322	-

Таблица 2.4 – Механические свойства уплотняющего жгута

Параметр	Значение	Единицы измерения
Плотность	1580	кг/м ³
Модуль упругости при растяжении 0°	8000	кгс/мм ²
Модуль упругости при растяжении 90°	930	кгс/мм ²
Модуль упругости при сдвиге в плоскости слоя	535	кгс/мм ²
Модуль упругости при межслоевом сдвиге	350	кгс/мм ²
Коэффициент Пуассона	0.322	-

При этом в КЭ модели интегральная конструкция Т-образца условно поделена на 4 основные зоны: обшивка, левый полустрингер, правый полустрингер, уплотняющий жгут. Общий вид и сетка указанных зон показаны на рисунках 2.6–2.9. Тип элементов обшивки и стрингера – *Continuum Shell* – плоские оболочечные элементы типа SC8R, толщина которых задаётся с помощью объёмной геометрии. Уплотняющий жгут моделируется при помощи объёмных трёхмерных гексагональных (*Solid*) элементов типа C3D8I.

Прочность межслоевых связей не учитывалась в модели, то есть между двумя соседними слоями была смоделирована жёсткая связь с идеальным контактом (*Tie*). Такая же связь была использована для уплотняющего жгута, расположенного в зоне радиусного перехода.

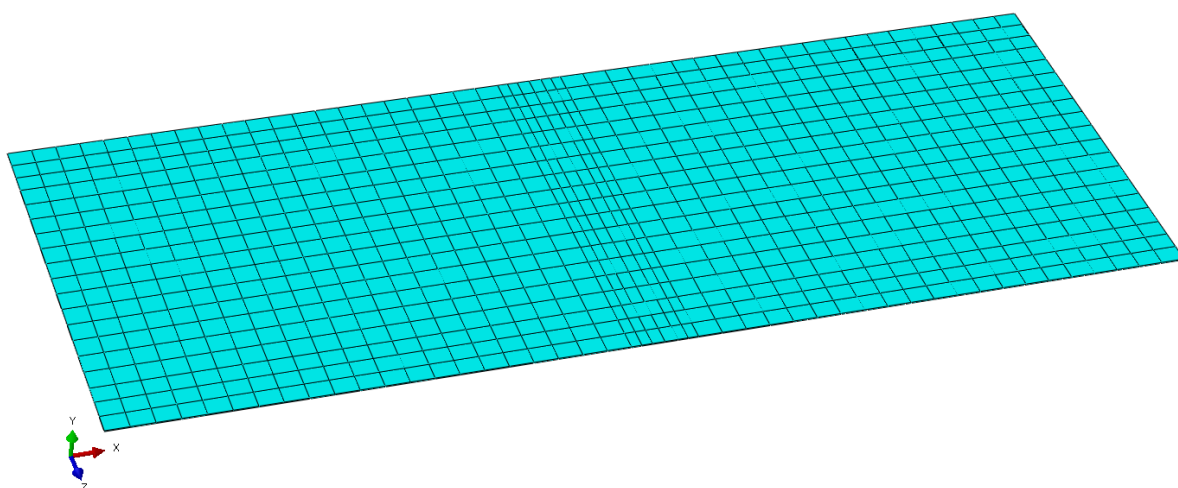


Рисунок 2.6 – КЭ модель обшивки Т-образца

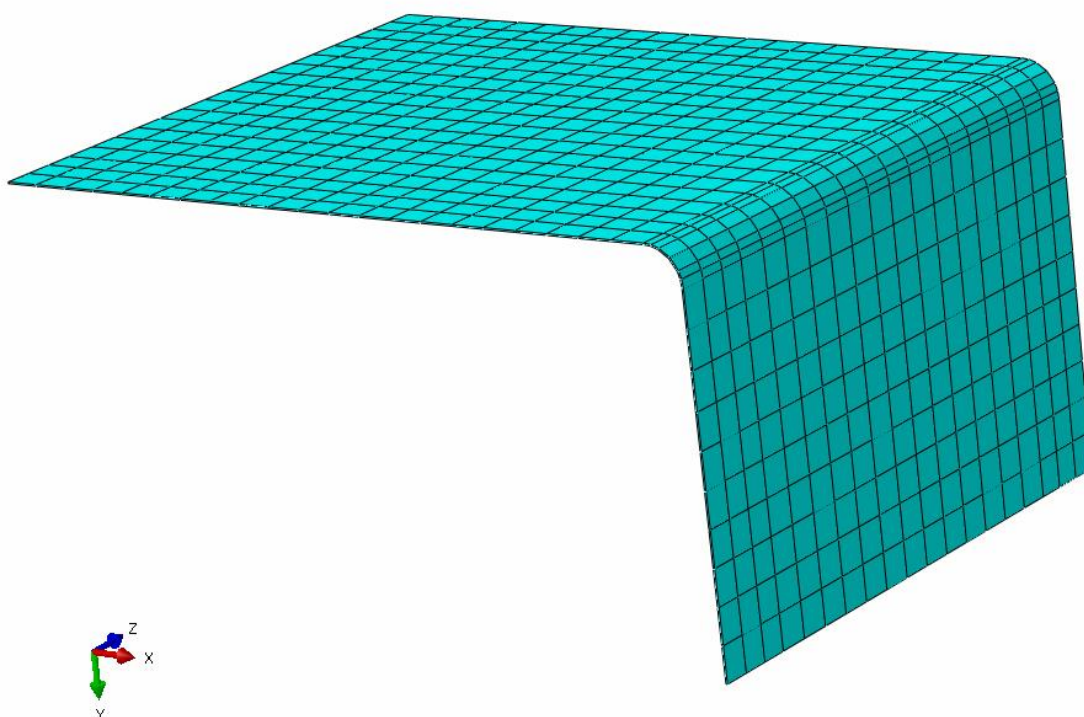


Рисунок 2.7 – КЭ модель левого полустрингера Т-образца

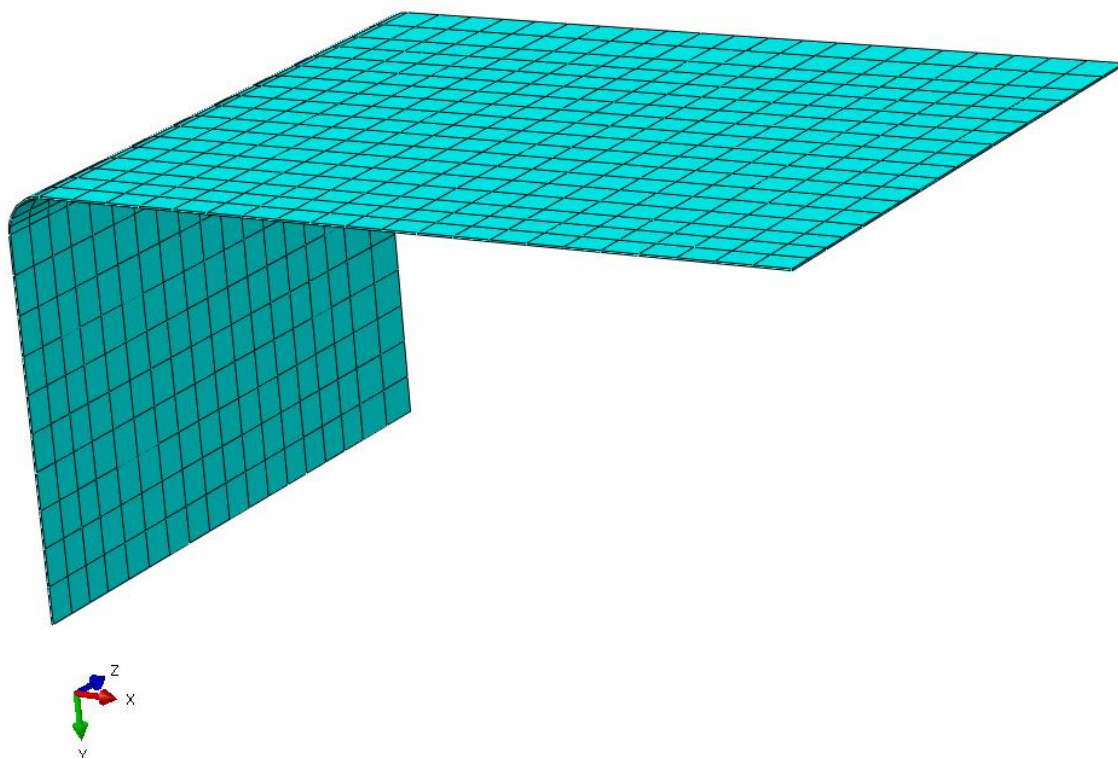


Рисунок 2.8 – КЭ модель правого полустрингера Т-образца

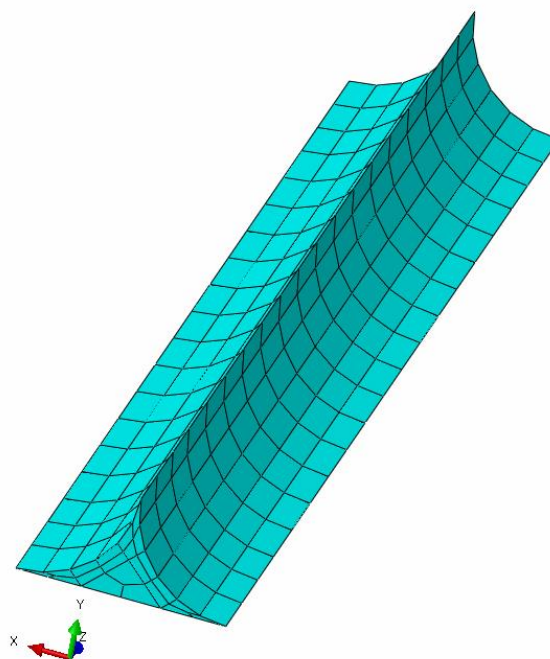


Рисунок 2.9 – КЭ модель уплотняющего жгута Т-образца

Модель также учитывает дополнительную массу измерительных средств, установленных на поверхности обшивки. Для этого в модель были

добавлены вибродатчики в качестве объёмных цилиндрических тел, состоящих из 620 объёмных гексагональных (*Solid*) элементов типа C3D8I и 825 узлов (рисунок 2.10) с заданными механическими характеристиками (таблица 2.5).

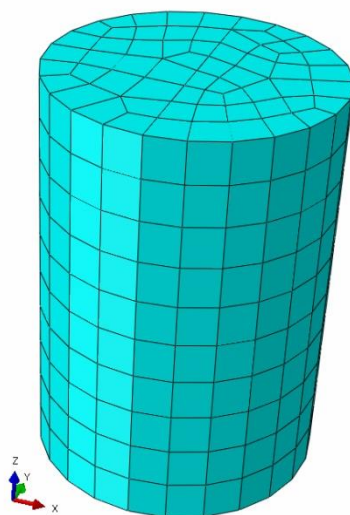


Рисунок 2.10 – КЭ модель вибродатчика, устанавливаемого на Т-образце

Таблица 2.5 – Механические свойства материала акселерометра

Параметр	Значение	Единицы измерения
Плотность	6625	кг/м ³
Модуль упругости	10700	кгс/мм ²
Коэффициент Пуассона	0.3	-

Тензодатчики моделируются в виде упругой пластины толщиной 0.002 мм, состоящей из 779 оболочечных (*Shell*) элементов типа SC8R и 1680 узлов (рисунок 2.11). Пластина жёстко крепится к верхней поверхности обшивки Т-образца таким образом, что деформации с обшивки передаются на пластину. Механические свойства пластины берутся в соответствии со свойствами материала поверхностного слоя образца, приведёнными в таблице 2.3.

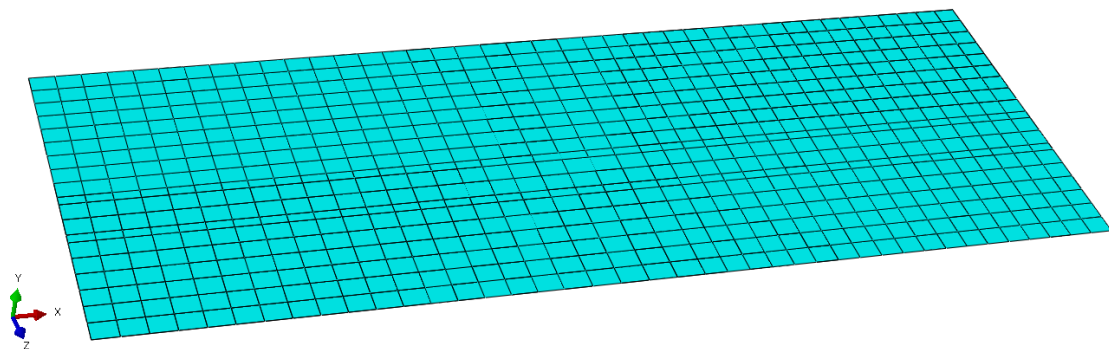


Рисунок 2.11 – КЭ модель тензодатчиков, устанавливаемых на Т-образце

Коэффициент демпфирования, необходимый для задания затухания колебаний в модели, вычислен по формуле (60) с использованием логарифмического декремента затухания, определённого экспериментально. Эти данные приведены в таблице 2.6.

Таблица 2.6 – Параметры демпфирования системы

Параметр	Значение
Логарифмический декремент затухания	0.025
Коэффициент демпфирования	0.004

Таким образом, полная модель Т-образца в сборе состоит из 22161 элементов и 46669 узлов, и имеет вид, показанный на рисунке 2.12.

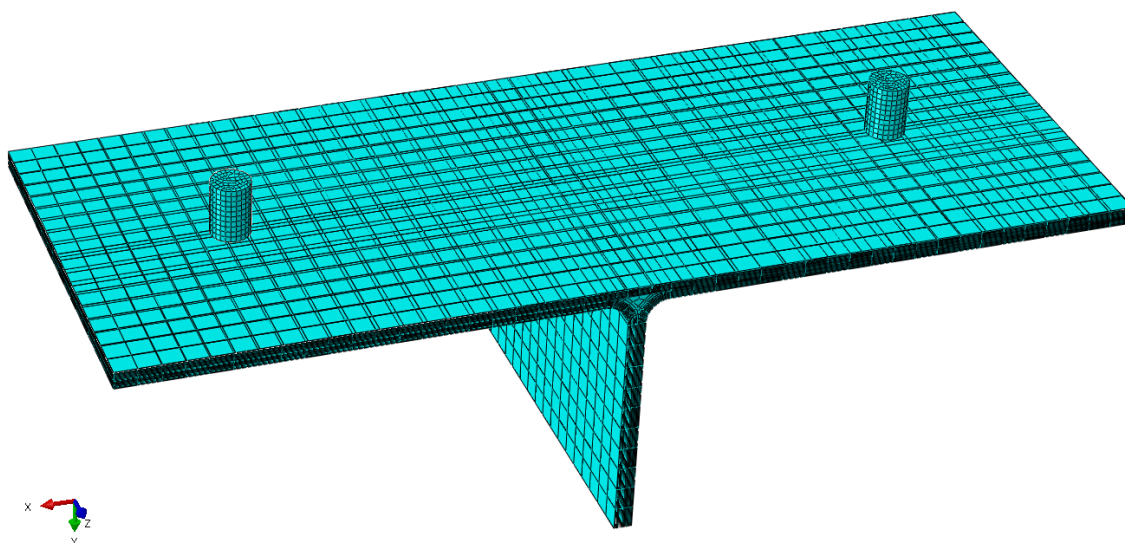


Рисунок 2.12 – Общий вид доработанной КЭ модели Т-образца

Образец зажимается в зоне стрингера так, что расстояние между краем заделки и нижней поверхностью обшивки равно 17мм, рисунок 2.13. Закрепления считаются жёсткими – ограничение по всем 6 степеням свободы всех узлов в выбранной области. Красной стрелкой на рисунке 2.13 показано направление прикладываемого задающего воздействия (виброускорения).

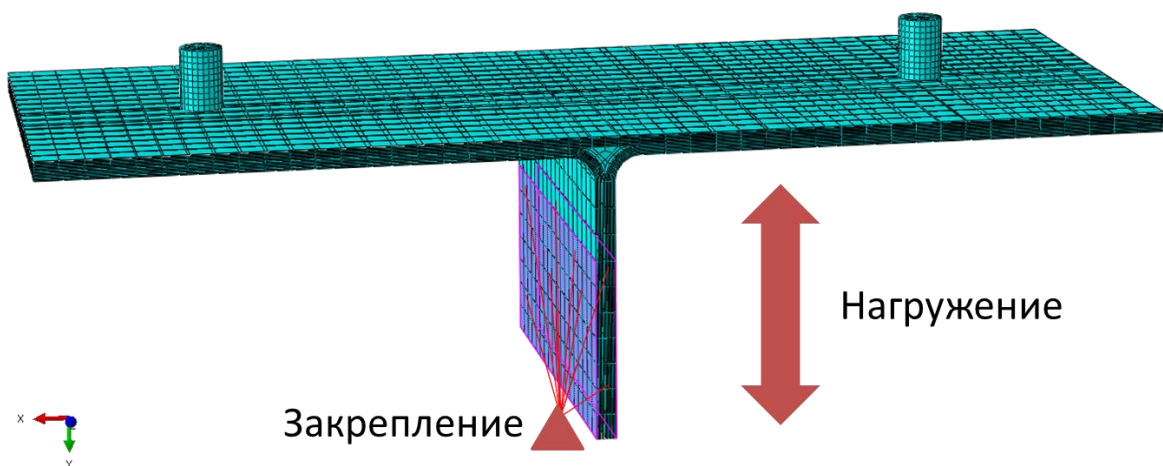


Рисунок 2.13 – Схема закрепления и нагружения Т-образца

Тензодатчики имеют базу (длину) 5мм и ширину 2мм. Вибродатчики имеют диаметр основания 7мм, высоту 10мм и массу 2,55г (в массу датчика также включена масса проводов, которые присутствуют в реальном эксперименте). Схема расположения всех датчиков показана на рисунке 2.14.

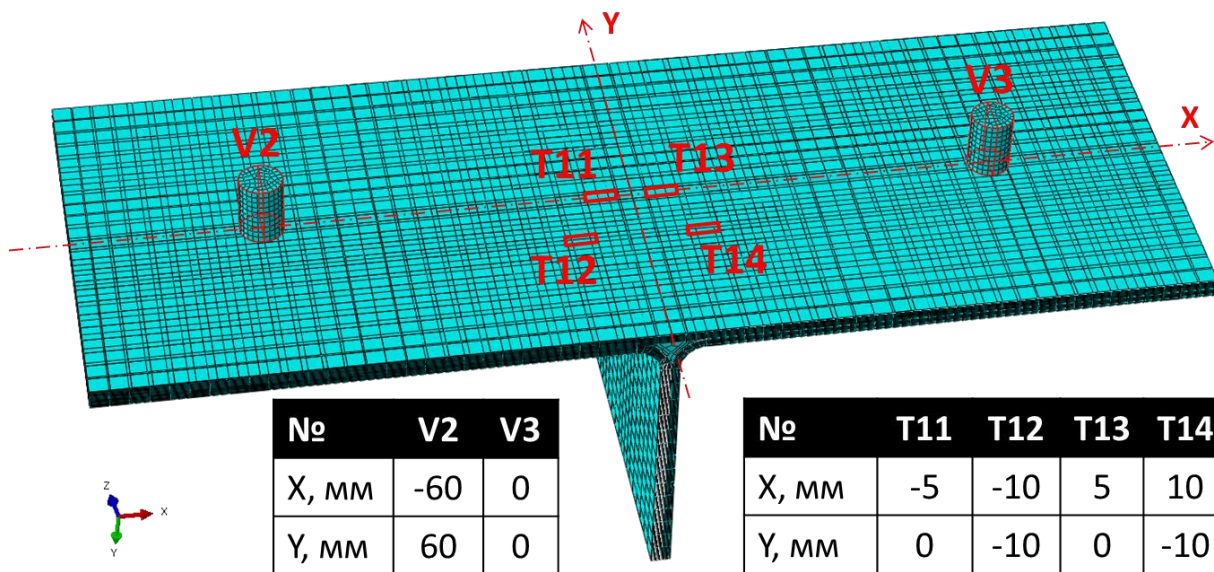


Рисунок 2.14 – Схема расположения тензодатчиков (Т11–Т14) и вибродатчиков (V2, V3) на Т-образце в КЭ модели

Для численного описания задающего воздействия используются функции спектральной плотности в табличном виде. Экспериментально параметры отклика на широкополосное воздействие определялись при вибрационной входной нагрузке с постоянной спектральной плотностью в диапазоне частот $B=50\div 1550$ Гц. Измерения проводились для схемы размещения датчиков, приведенной на рисунке 2.14.

На рисунке 2.15 приведены параметры задающего воздействия для четырёх различных уровней вибраций: 4g, 6g, 8g и 12g. Под уровнем вибраций понимается среднеквадратичное значение ускорения задающего воздействия.

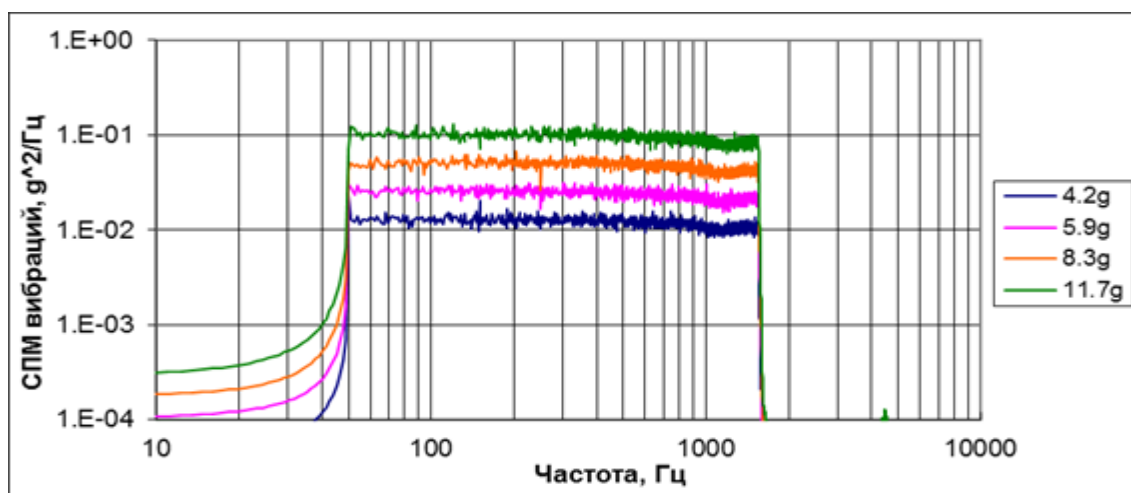


Рисунок 2.15 – Спектры широкополосной вибрации на столе вибростенда

В расчётной модели воздействие задавалось функцией спектральной плотности в табличном виде, таблица 2.7. Тензодатчики, закреплённые на Т-образце, моделировались в виде тонкой мембраны из одного оболочечного элемента, акселерометры - в виде объёмного цилиндрического тела.

В эксперименте уровень нагрузки контролировался по показаниям вибродатчиков. Длительность воздействия на каждом уровне составляла приблизительно 20 секунд.

Таблица 2.7 – Функции спектральной плотности задающего воздействия для различных уровней

Уровень	4g	6g	8g	12g
Частота, Гц	Спектральная плотность, $g^2/Гц$			
10	0.000042	0.000084	0.000167	0.000322
20	0.00005	0.000099	0.000199	0.000382
30	0.000068	0.000135	0.000270	0.00052
40	0.000124	0.000247	0.000494	0.00095
45	0.00028	0.000559	0.001118	0.00215
48	0.000865	0.001729	0.003458	0.00665
50	0.013	0.026	0.052	0.1
1550	0.013	0.026	0.052	0.1
1600	0.000013	0.000026	0.000052	0.0001

2.2.2 Результаты расчёта

2.2.2.1 Модальный анализ

Расчёт частот и собственных форм колебаний показал, что в рассматриваемый диапазон частот 50 – 1550 Гц попадают первые шесть мод, которые показаны на рисунке 2.16.

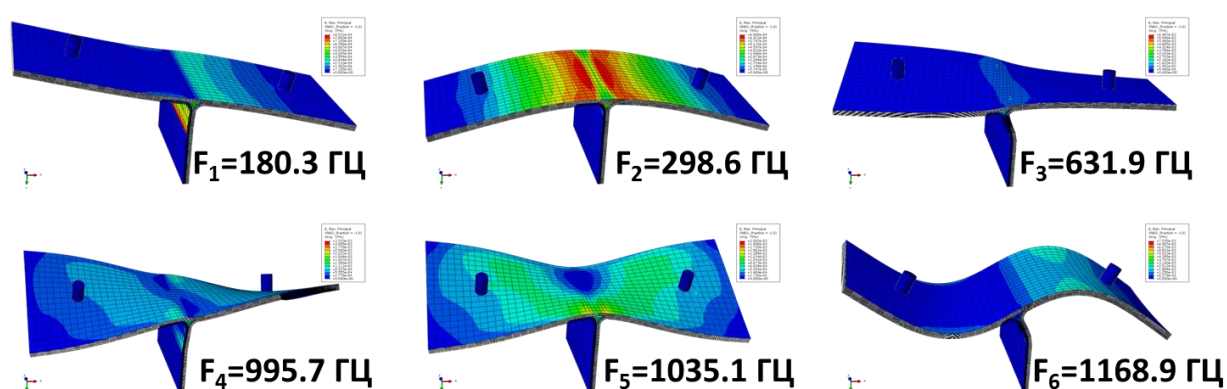


Рисунок 2.16 – Собственные частоты и формы колебаний Т-образца

Поскольку образец нагружается симметрично относительно оси стрингера, приложенное воздействие не может вызывать значительных колебаний по асимметричным модам. Как видно из рисунка 2.16, в рассматриваемом диапазоне частот присутствует лишь одна симметричная

относительно оси стрингера форма колебаний – изгибная форма на 2-й собственной частоте.

Следует отметить, что вторая симметричная изгибная форма колебаний, согласно полученным результатам модального анализа, соответствует 7-й собственной форме колебаний на частоте 1873.2 Гц (рисунок 2.17), т.е. находится за пределами исследуемого диапазона частот 50 – 1550 Гц, ограниченного возможностями используемой экспериментальной установки.

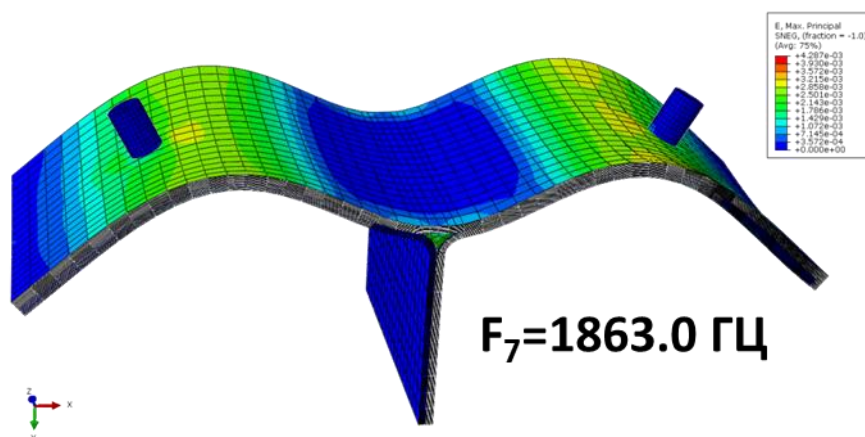


Рисунок 2.17 – Вторая симметричная изгибная форма колебаний

Из представленных расчётных данных можно предположить, что при анализе динамического отклика Т-образца на вибрационное нагружение должен наблюдаться один характерный экстремум на частоте 298.7 Гц, т.е. ярко выраженный одномодовый отклик. В качестве иллюстрации экспериментального подтверждения данной гипотезы на рисунках 2.18 и 2.19 приведены спектральные плотности вибраций и деформаций, экспериментально полученные по сигналам измерительных датчиков для случая входного воздействия с уровнем 11.7 g.

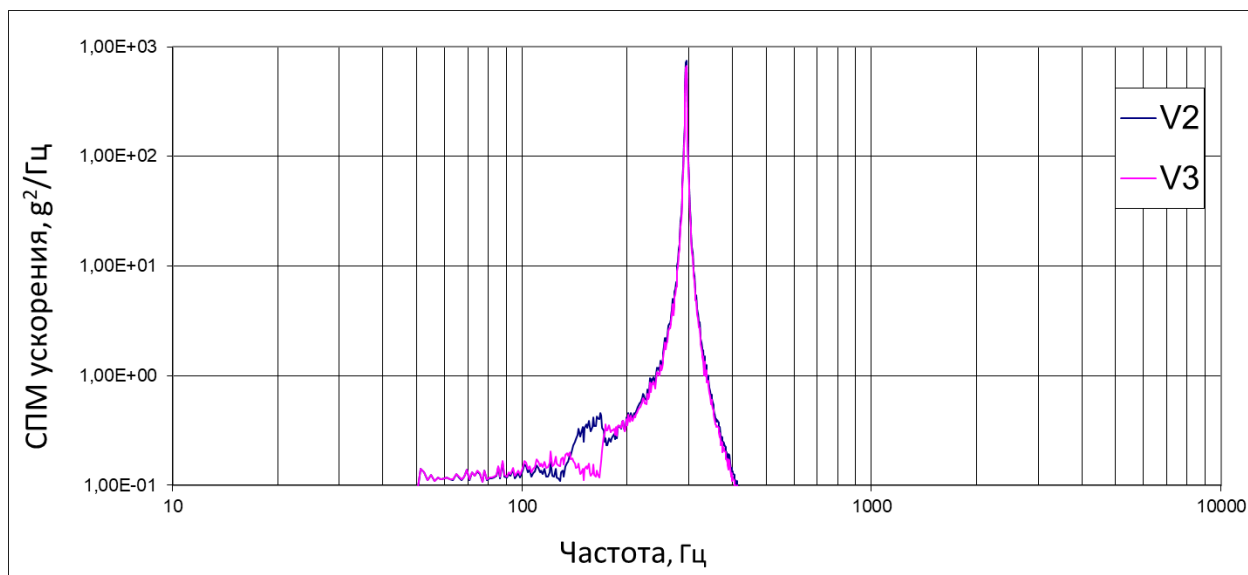


Рисунок 2.18 – Спектры тензодатчиков при воздействии широкополосной вибрации с уровнем 11.7 g

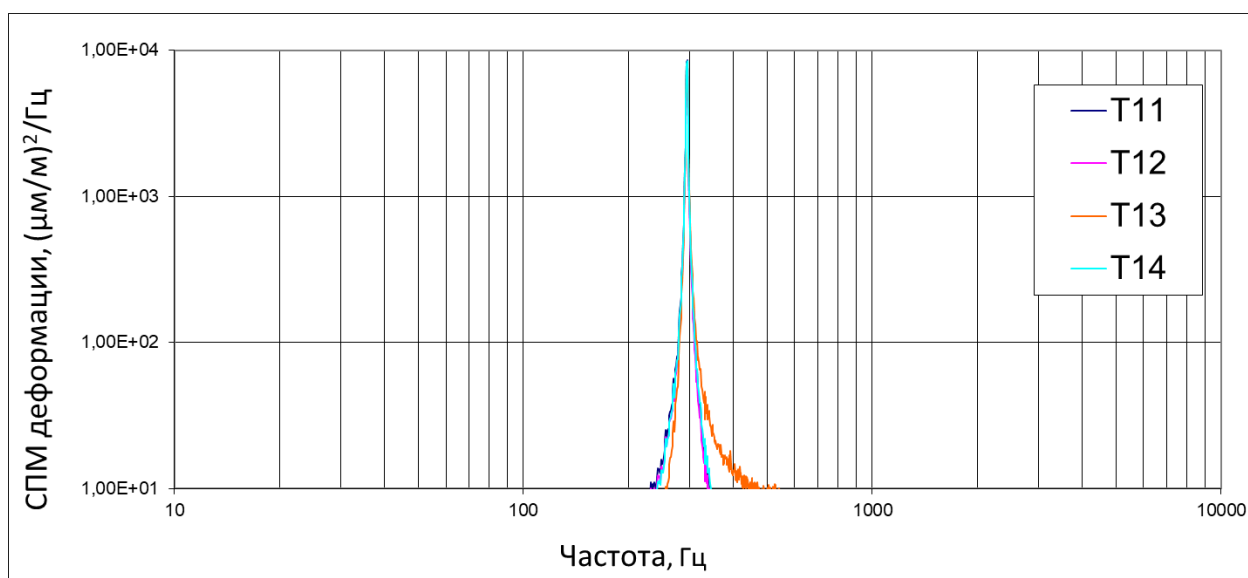


Рисунок 2.19 – Спектры вибродатчиков при воздействии широкополосной вибрации с уровнем 11.7 g

Эмпирическое значение первой резонансной частоты экспериментально определялось путём возбуждения колебаний синусоидальным сигналом постоянного уровня при постепенном увеличении частоты в заданном диапазоне. Одновременно осуществлялся контроль сигналов возбуждения и отклика, поступающих от акселерометров, установленных, на столе вибростенда и на образце. За значение резонансной частоты принималась частота максимального ускорения в спектре сигнала с

датчика, установленного в контрольной точке. В таблице 2.8 приведено сравнение значений первой резонансной частоты, полученное в расчёте и в эксперименте.

Таблица 2.8 – Значения первой резонансной частоты

Параметр	Эксперимент	Расчёт	Погрешность
2-я собственная / первая резонансная частота, Гц	296	298.6	0.9%

Из таблицы следует, что сходимость результатов измерений с результатами выполненного модального анализа очень высокая.

Для визуализации формы колебаний и её сопоставления с полученной при помощи расчёта, была проведена видеосъёмка образца, совершающего синусоидальные колебания на вибростенде с резонансной частотой 317 Гц при амплитуде задающего воздействия 5g. Отличие частоты от исходной (296 Гц) объясняется отсутствием дополнительной массы в виде вибродатчиков на образце в момент проведения видеосъёмки, из-за чего частота увеличилась до значения 317 Гц. Для придания визуального эффекта статичности картинки, был использован портативный СД-стробоскоп типа Testo 477. Полученные результаты показаны на рисунке 2.20 в виде раскадровки одного полного цикла колебаний на 6 кадров.

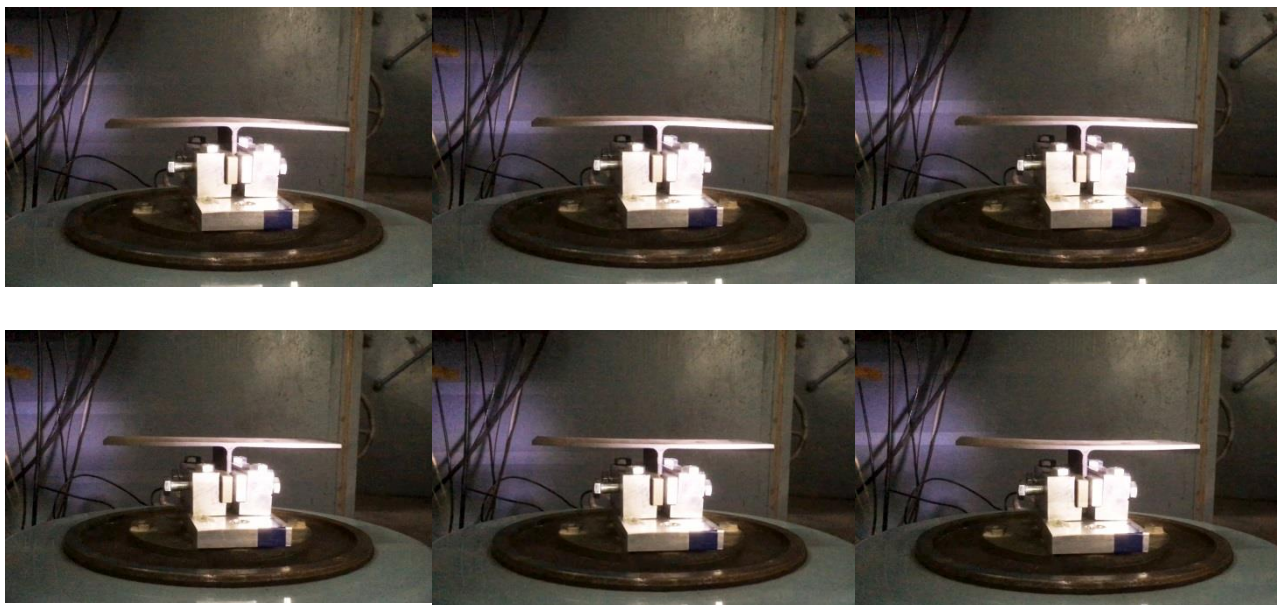


Рисунок 2.20 – Форма колебаний образца на вибростенде

Как видно из рисунка, с помощью стробоскопа и фото/видеокамеры можно зафиксировать и визуализировать процесс колебаний и форму колебаний в эксперименте. Для лучшей наглядности, кадры крайних положений образца могут быть наложены друг на друга, с приданием эффекта полупрозрачности, как это сделано на рисунке 2.21.

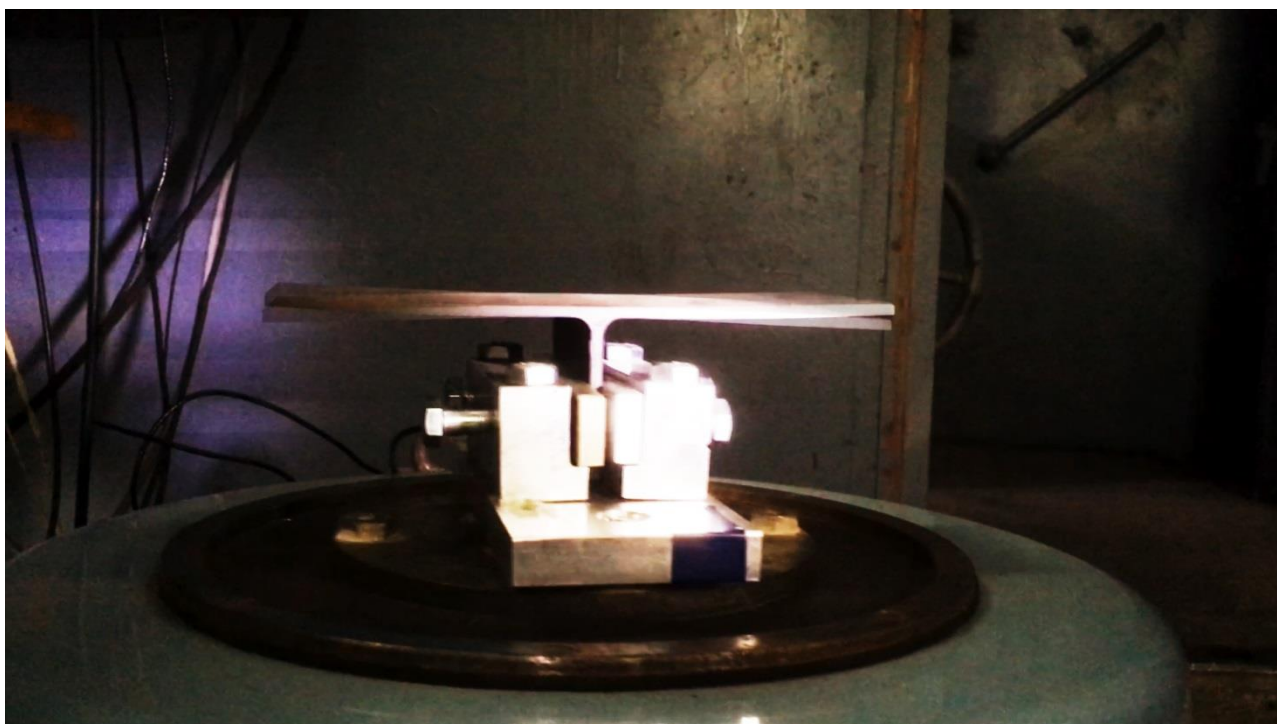


Рисунок 2.21 – Визуализация колебаний образца на вибростенде

2.2.2.2 Определение НДС и валидация результатов расчёта

Для валидации модели было проведено сравнение результатов расчёта с экспериментом образца №1, на котором было реализовано случайное вибрационное воздействие с заданными в модели параметрами нагружения.

Полученные результаты расчёта параметров динамического отклика сведены в таблице 2.9 в виде среднеквадратичных значений ускорений и деформаций в зонах установки соответствующих датчиков. Дополнительно в таблице приведены для сравнения экспериментальные значения тех же параметров, а также указаны величины расхождения расчёта с экспериментом. V1, V2 и V3 – вибродатчики, измеряющие перегрузку (ускорение); T11–T14 – тензодатчики, измеряющие поверхностную деформацию. Кроме того, приведено сравнение резонансной частоты ($F_{рез}$). Под обозначением g в таблице 2.9 подразумевается ускорение свободного падения, равное $g = 9.80665 \text{ м/с}^2$.

Таблица 2.9 – Среднеквадратичные значения 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, мк	86	122	173	239	78.8	109.8	152.1	221.5	9%	11%	14%	8%
T12, мк	75	106	150	209	73.2	102.1	141.5	206.4	2%	4%	6%	1%
T13, мк	82	116	163	227	83.1	116.4	162.7	236.6	-1%	0%	0%	-4%
T14, мк	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

Данные таблицы 2.9 можно графически представить на примере показаний датчиков V2 и T12. На рисунках 2.22 и 2.23 показано сравнение зависимостей среднеквадратичных значений ускорений и деформаций

соответственно от уровня задающего воздействия. Анализ приведённых данных свидетельствует, что в рассмотренном диапазоне изменения нагрузки наблюдается линейная зависимость уровней отклика на входное воздействие.

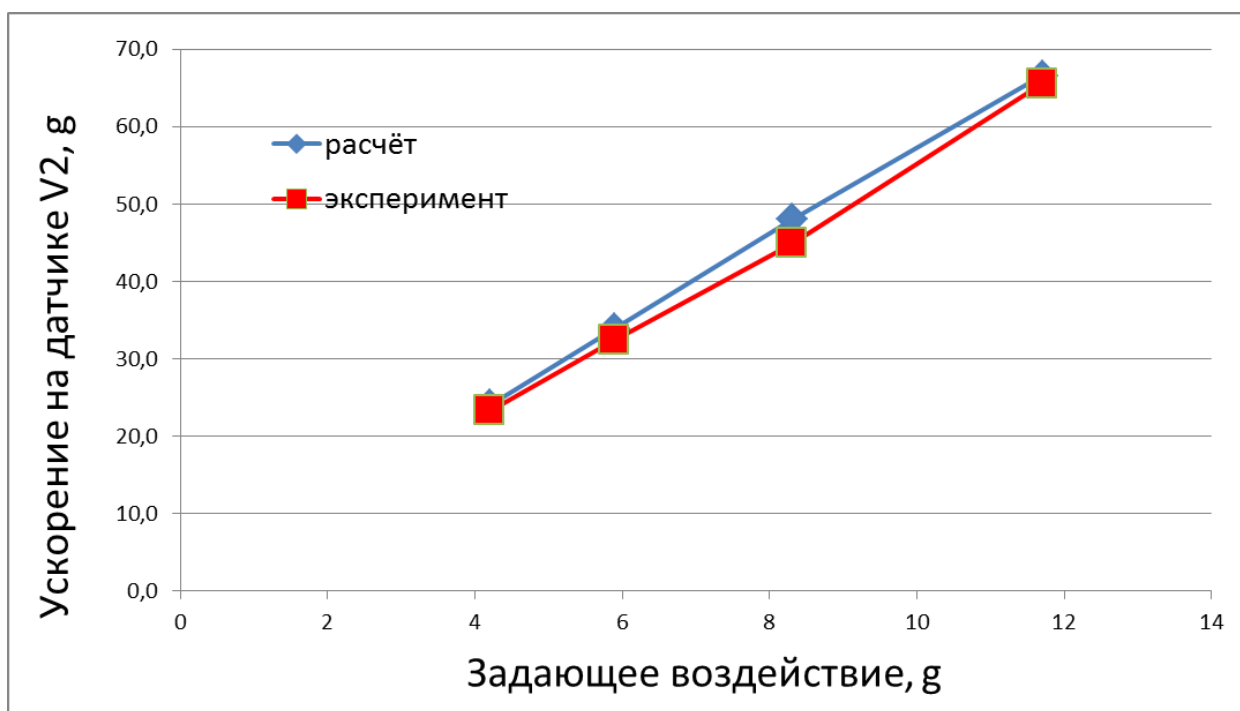


Рисунок 2.22 – Сравнение расчёта с экспериментом по показаниям датчика V2

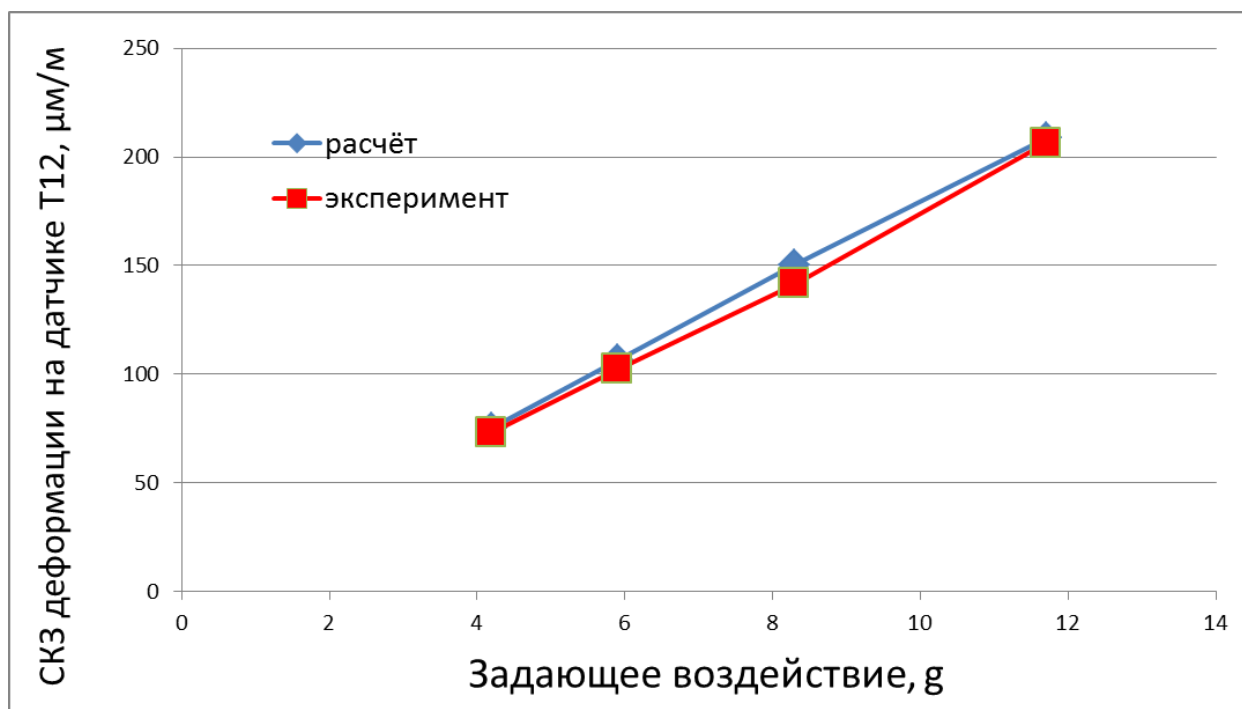


Рисунок 2.23 – Сравнение расчёта с экспериментом по показаниям датчика T12

Из представленных данных видно, что полученные расчётные оценки резонансной частоты, формы колебаний, деформаций и ускорений имеют хорошую сходимость с экспериментальными данными. Наибольшие расхождения расчёта с экспериментом наблюдаются в значениях ускорений на датчиках V3 – до 13%, и значениях деформаций на датчике T11 – до 14%. Таким образом, ошибка в оценке отклика конструкции с применением разработанной модели не превышает 15%.

В целом, можно заключить, что отклонения расчёта от эксперимента в большинстве случаев находятся в пределах погрешности измерений, вызванной как точностью применяемого измерительного оборудования, так и точностью установки датчиков на поверхность образца, выполняемой вручную.

Представленные данные позволяют сделать вывод об успешной валидации результатов расчёта и верификации используемой модели, что делает возможным её дальнейшее применение с масштабированием на различные конструкции и типы задач, в том числе моделирование влияния дефектов на динамический отклик конструкций.

2.3 Моделирование влияния дефектов на параметры динамического отклика объекта исследования

В рамках настоящей работы при создании математической модели, наряду с расчётом динамического отклика конструкции на виброакустическое воздействие ставилась также задача оценки влияния дефектов на этот отклик.

Наиболее характерными дефектами для конструкций из ПКМ, о чём было упомянуто в разделе 1.1, являются внутренние расслоения, вызванные производственными факторами, и ударные повреждения, возникающие в процессе эксплуатации.

Исследование влияния ударных повреждений на отклик и усталостное поведение композитного соединения в настоящей работе выполнялось экспериментально, а результаты будут представлены далее в главе 3.

Что касается расслоений, то исследование их влияния на параметры динамического отклика могут быть выполнены также с помощью конечно-элементного моделирования, используя в качестве основы описанную ранее в разделах 2.1–2.2 модель, для которой полученные результаты расчёта прошли экспериментальную валидацию.

2.3.1 Доработка исходной модели

Одним из типов дефектов, рассмотренных в настоящей работе, является искусственное расслоение, заложенное в зоне радиусного перехода Т-образца между различными слоями. Дефект в этой зоне не только является типовым производственным дефектом, но также наблюдается уже в виде повреждения, развивающегося в результате приложения циклических нагрузок, в том числе в процессе усталостных вибрационных испытаний.

Для рассмотрения были выбраны несколько различных видов расслоений, отличающихся размерами и местом расположения в соединении. Условно моделируемые в настоящей работе дефекты можно поделить на 2 основные группы:

- 1) отслоения стрингера от уплотняющего жгута различных размеров;
- 2) расслоение фиксированного размера 3x50 мм между различными слоями в зоне радиусного перехода.

Первая группа дефектов схематически представлена на рисунке 2.24, где моделируемый дефект представляет собой симметричное относительно геометрического центра обшивки образца расслоение, расположенное между слоем №10 и уплотняющим жгутом (схема на рисунке 2.5). Протяжённость расслоения выбирается в 5 различных вариациях, как показано на рисунке 2.24, при этом указанные величины являются нормированными на ширину

образца, где за единицу принято сквозное расслоение по всей ширине образца 70 мм.

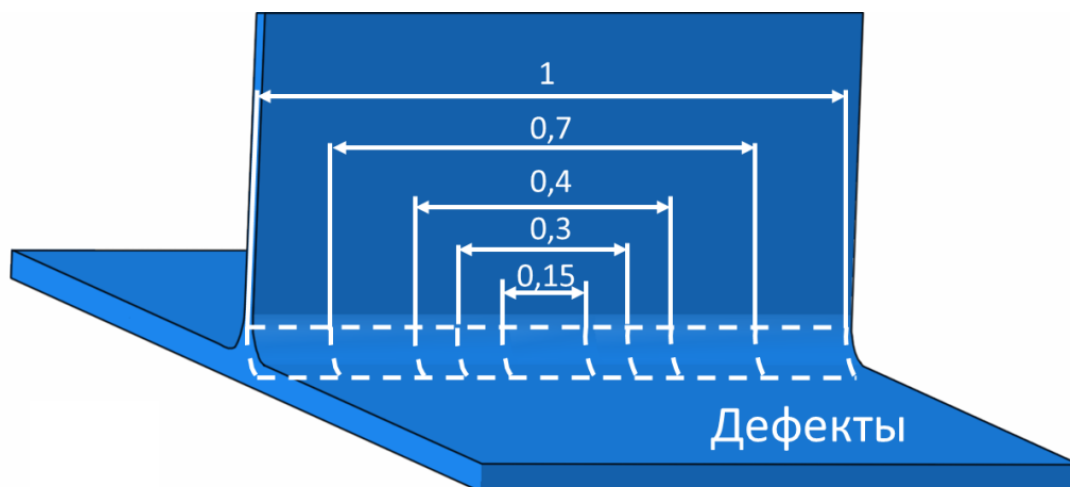


Рисунок 2.24 – Вид отслоения стрингера от уплотняющего жгута

Расслоение моделируется путём исключения связей между соответствующими узлами конечных элементов в выбранной зоне, как показано на рисунке 2.25. При моделировании первой группы дефектов рассматриваются как расслоения с одной стороны, так и симметричные расслоения. Иллюстрацией этому может служить рисунок 2.25, на котором показано исключение связей по контуру ВАС, что является симметричным отслоением стрингера от уплотняющего жгута, т.е. с двух сторон. Расслоение с одной стороны достигается исключением связей только по контуру АВ (рисунок 2.25).

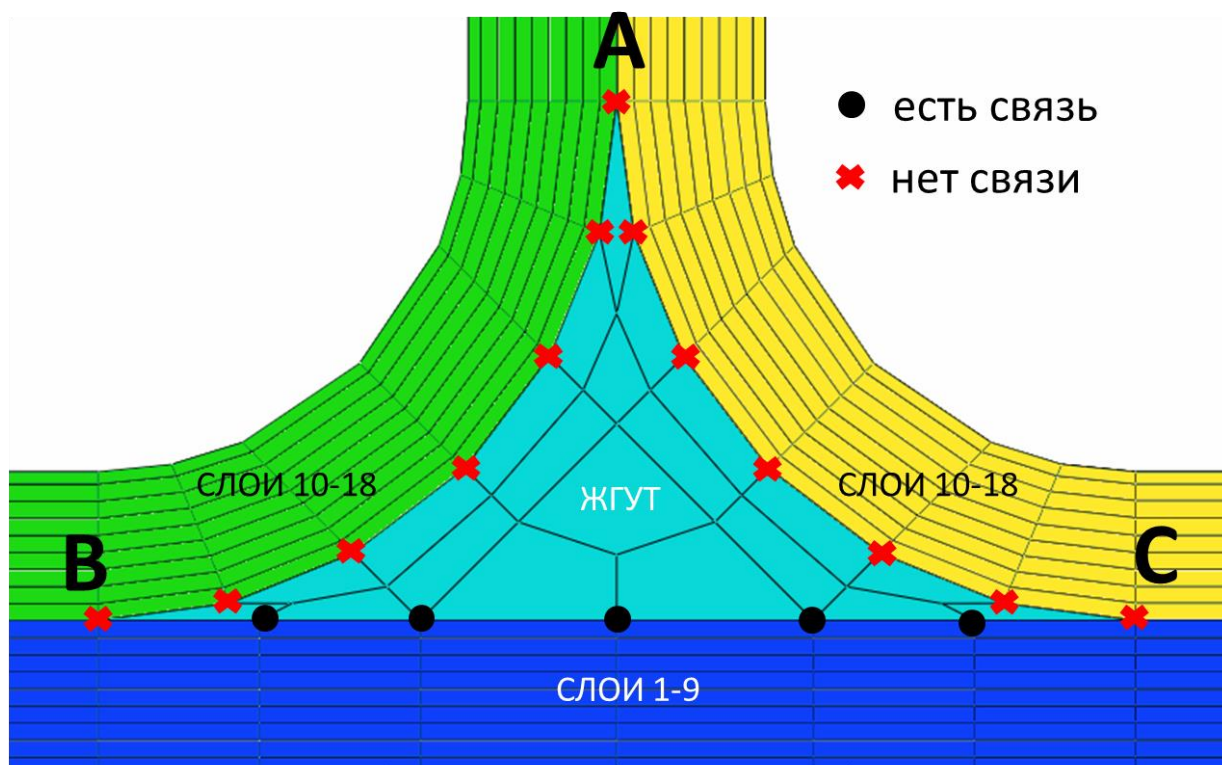


Рисунок 2.25 – Моделирование расслоения путём исключения связей между узлами конечных элементов

Дефекты первой группы выбраны из соображений их схожести с наблюдаемыми в процессе усталостных вибрационных испытаний повреждениями. Как показывают результаты испытаний, зарождение усталостных повреждений в Т-образцах происходит в зоне радиусного перехода, чаще всего в уплотняющем жгуте или между соседними слоями, а развитие этих повреждений происходит вдоль стрингера вплоть до выхода на боковые поверхности. Более подробно эти результаты будут рассмотрены в главе 3.

Вторая группа дефектов представлена расслоениями фиксированного размера 3x50 мм, расположенных между различными слоями, т.е. на различной глубине залегания по толщине образца.

Как и в случае дефектов первой группы, расслоение моделировалось путём исключения связей между соответствующими двумя слоями в зоне расположения дефекта. Для примера на рисунке 2.26 показан слой №10 в

отдельности и область дефекта между слоями 10-11 (красным выделена область, имеющая связи со слоем №11, область дефекта с отсутствием связей осталась без выделения). Расположение дефекта в поперечном сечении стрингера показано на рисунке 2.27 на примере дефекта между слоями 13-14.

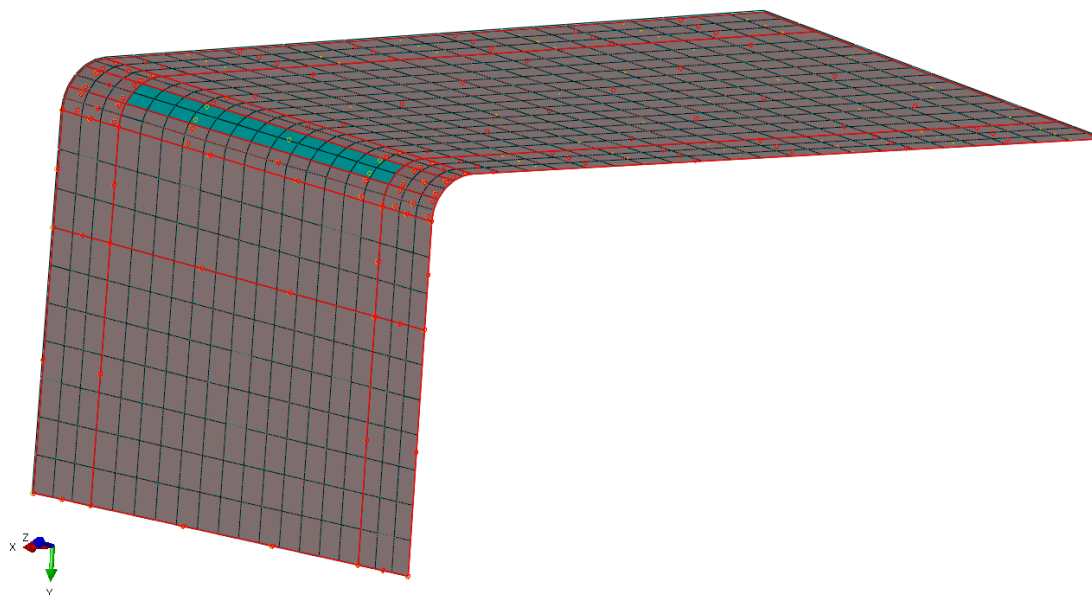


Рисунок 2.26 – Вид дефекта между слоями 10-11

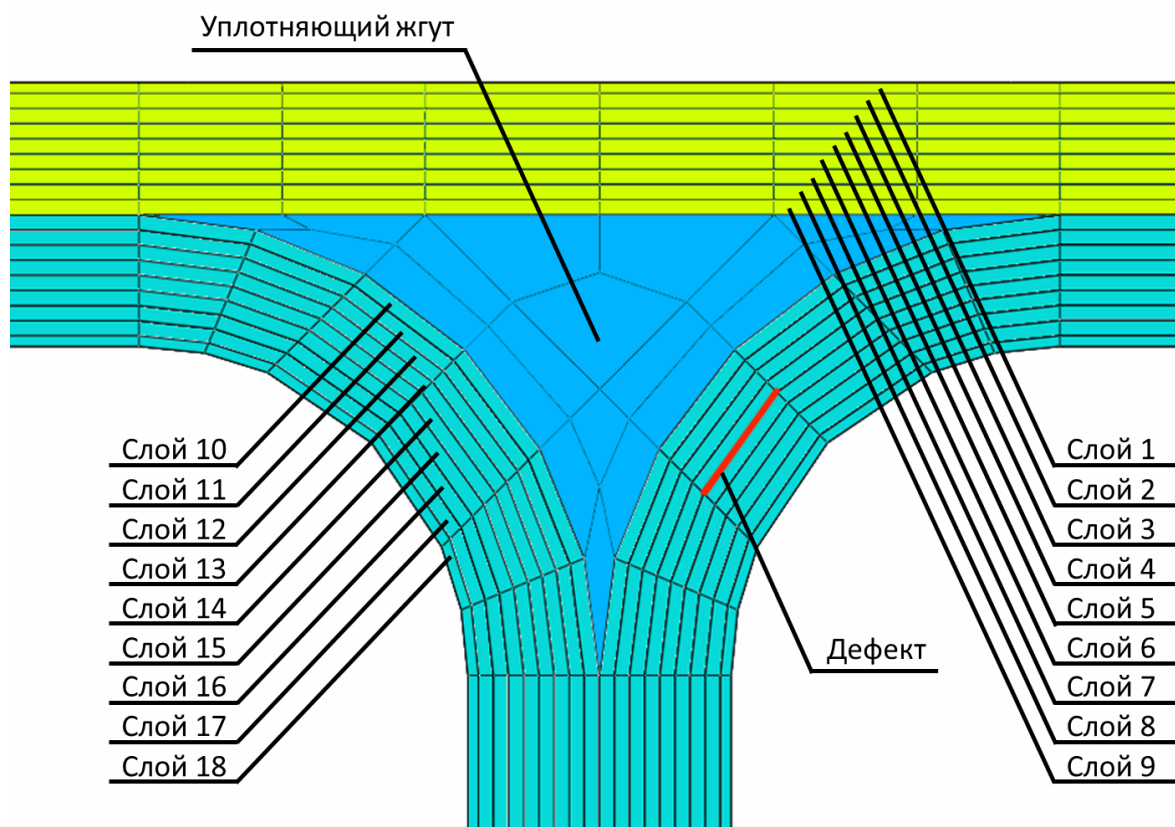


Рисунок 2.27 – Вид дефекта между слоями 13-14 в поперечном сечении

Дефекты этой группы имеют сходства с производственными дефектами типа «непроклей» в радиусной зоне. Поскольку в силу конструктивных особенностей данной зоны её неразрушающий контроль (НК) различными методами, в том числе стандартная процедура ультразвукового контроля (УЗК) не всегда позволяют надёжно определить наличие внутренних дефектов, важно уметь оценивать их влияние на динамический отклик конструкции, что и выполняется с помощью моделирования в настоящей работе.

2.3.2 Результаты расчёта

Расчётная оценка влияния заложенных дефектов на поведение Т-образца при вибрационном нагружении может быть выполнена путём сравнения полученных результатов расчёта для образца без дефекта и образцов с дефектами, заложенными между различными слоями.

Как и в ранее приведённом случае для образцов без дефекта для определения собственных форм и частот колебаний образцов с дефектом выполнялся модальный анализ при помощи блочного метода Ланцоша. Расчёт динамического отклика также выполнялся в линейной постановке при помощи модуля *Random Response*.

Проведённые расчёты показали, что в зависимости от глубины залегания, дефект одинакового размера может приводить к разному влиянию на отклик Т-образца. Сводные данные по расчётам приведены в таблице 2.10, где $F_{рез}$ – резонансная частота образца, T11–T14 – СКЗ деформации в зоне установки тензодатчиков, V2–V3 – СКЗ ускорения на акселерометрах, σ_{max} – максимальные напряжения в образце, $\sigma_{rms \ max}$ – СКЗ максимальных напряжений в образце.

Таблица 2.10 – Расчётное влияние дефектов между различными слоями на отклик Т-образца при вибрационном нагружении

Расположение дефекта	$F_{рез},$ Гц	T11, мк/м	T12, мк/м	T13, мк/м	T14, мк/м	V2, g	V3, g	$\sigma_{max},$ кгс/мм ²	$\sigma_{rms\ max},$ кгс/мм ²
Без дефекта	298,6	239	209	227	205	66,5	66,8	0,7541	1,6820
Одностороннее отслоение стрингера на 0.15 ширины	297,5	232	206	221	204	66,4	66,8	0,7514	1,676
на 0.3 ширины	296,5	233	204	221	205	66,2	66,9	0,7477	1,67
на 0.4 ширины	295,5	237	202	222	206	66,0	67,0	0,7474	1,667
на 0.7 ширины	293,7	242	202	226	206	65,7	67,3	0,7623	1,679
на всю ширину	292,7	245	203	228	207	65,6	67,4	0,7736	1,689
Симметричное отслоение стрингера на 0.15 ширины	295,1	229	205	229	201	66,7	66,3	0,9557	1,881
на 0.3 ширины	290,9	225	205	239	191	67,0	65,8	1,208	2,101
на 0.4 ширины	285,3	228	207	258	182	67,4	65,0	1,425	2,266
на 0.7 ширины	274,2	246	208	300	178	68,6	63,4	1,933	2,627
на всю ширину	262,3	269	214	359	188	70,1	61,9	1,343	2,211
Расслоение между слоями 9-10	295,3	241	207	226	205	66,4	66,8	0,7522	1,6780
Между 10-11	296,9	247	205	226	205	66,2	66,9	0,7569	1,6810
Между 11-12	296,7	250	205	226	205	66,3	66,9	0,7558	1,6790
Между 12-13	296,6	250	205	226	205	66,3	66,9	0,7543	1,6770
Между 13-14	297,0	247	206	226	205	66,3	66,9	0,7562	1,6810
Между 14-15	297,2	245	207	227	205	66,4	66,9	0,7652	1,6930
Между 15-16	297,7	245	207	226	205	66,4	66,9	0,7659	1,6930
Между 16-17	298,1	242	208	227	205	66,4	66,8	0,7608	1,6890
Между 17-18	298,5	240	208	227	205	66,5	66,8	0,7548	1,6830

Данные таблицы 2.10 можно представить более наглядно в виде графиков (рисунки 2.28–2.34). На рисунке 2.28 приведена зависимость значений резонансной частоты образца от протяжённости расслоения как для

несимметричного случая (контур АВ с рисунка 2.25), так и для симметричного (контур ВАС с рисунка 2.25).

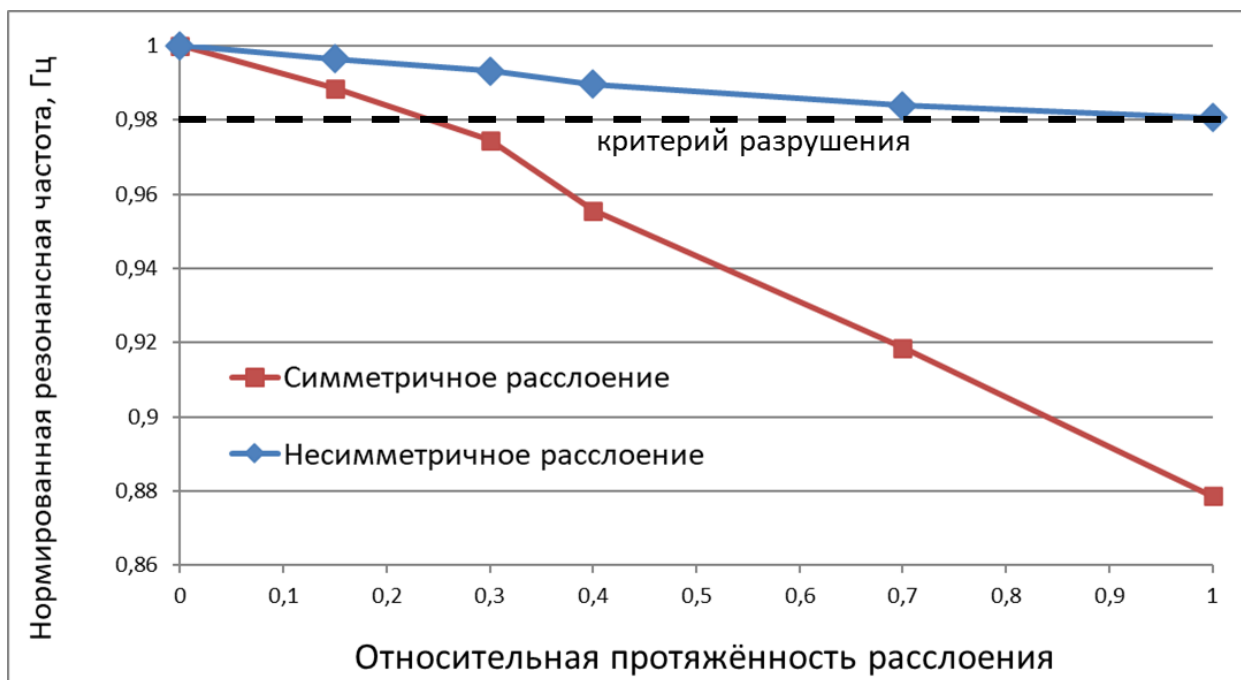


Рисунок 2.28 – Зависимость резонансной частоты образца от протяжённости расслоений с одной и двух сторон

Пунктирной линией на рисунке 2.28 показана граница снижения резонансной частоты на 2% от начальной, что является общепринятым в отечественной [50] и зарубежной [8] литературе критерием разрушения образцов. Видно, что даже при сквозном расслоении с одной стороны не достигается установленная критерием разрушения граница. Это хорошо согласуется с результатами экспериментальных исследований моды разрушения образца и мониторинга изменения его резонансной частоты в процессе вибрационных усталостных испытаний, которые будут приведены ниже, в главе 3. Наблюдаемая в эксперименте мода разрушения является схожей с внесёнными в модель расслоениями в зоне уплотняющего жгута, а снижение резонансной частоты на 2% для ряда образцов достигается одновременно с выходом такого расслоения на боковую поверхность образца.

В дополнение к рисунку 2.28 можно также привести другие данные по влиянию дефектов первой группы на параметры отклика, в том числе на СКЗ

ускорения на датчике V2 (рисунок 2.29), СКЗ деформации на датчике T11 (рисунок 2.30) и СКЗ максимальных напряжений в образце (рисунок 2.31).

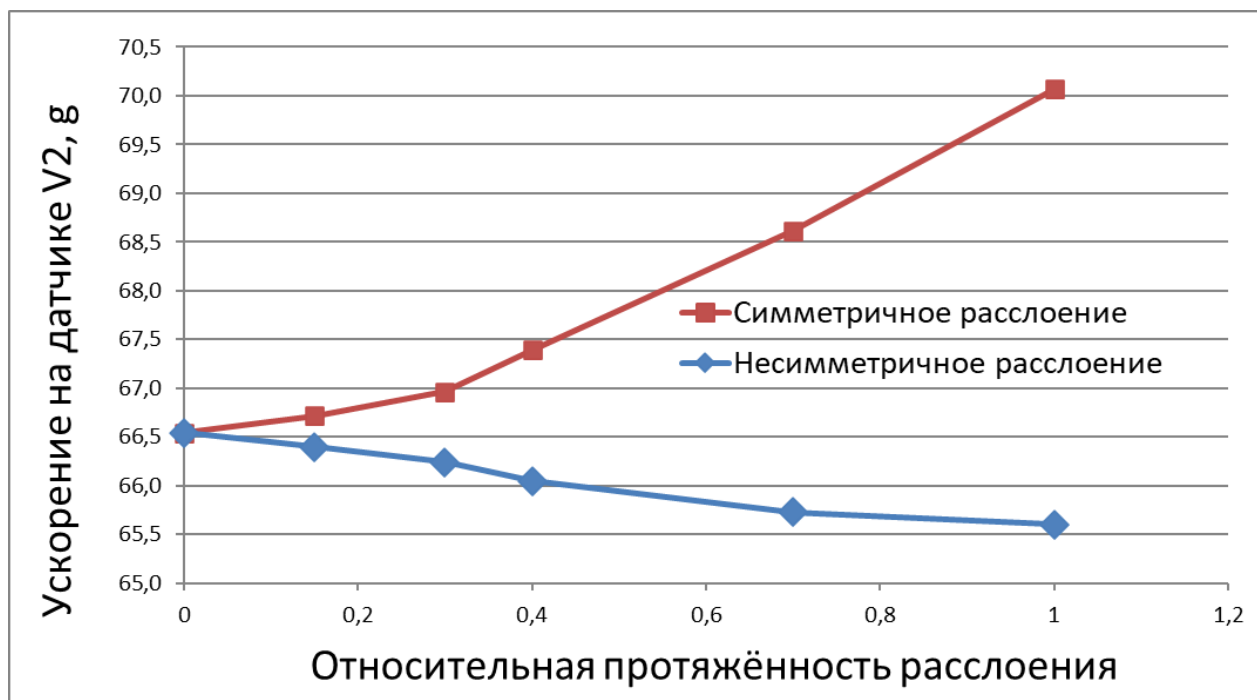


Рисунок 2.29 – Зависимость СКЗ ускорения в зоне установки датчика V2 от протяжённости расслоений с одной и двух сторон

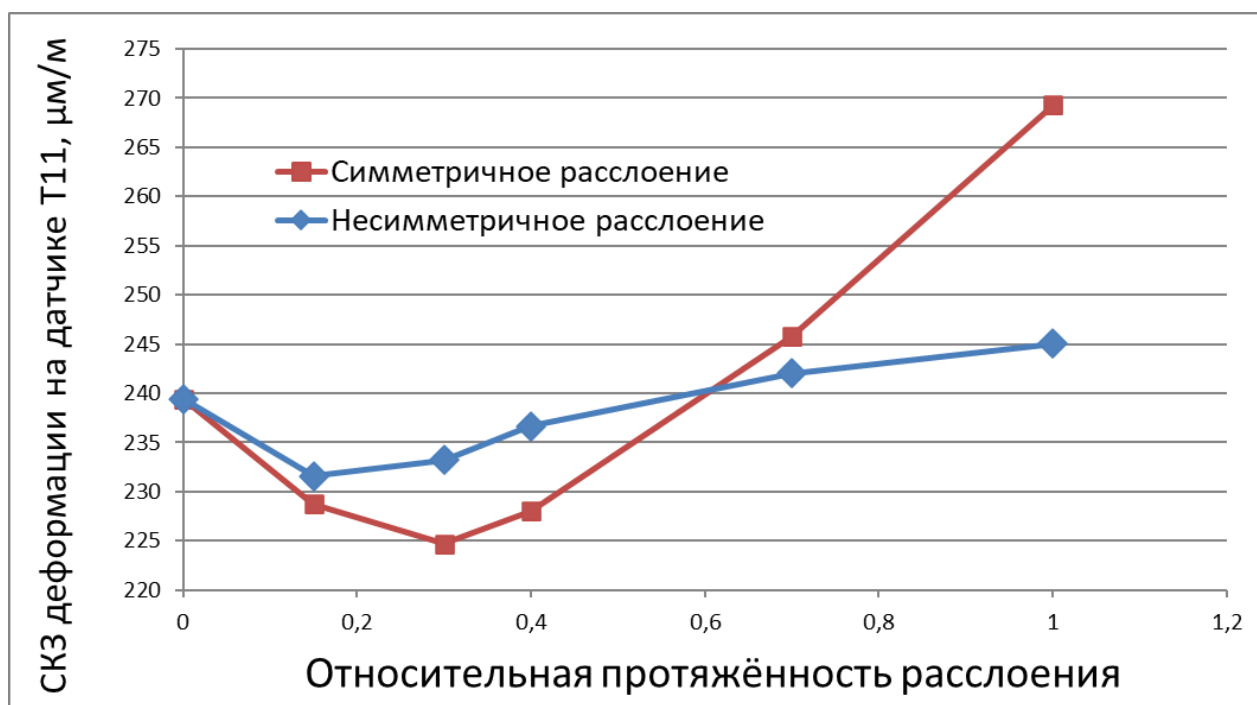


Рисунок 2.30 – Зависимость СКЗ деформации в зоне установки датчика T11 от протяжённости расслоений с одной и двух сторон

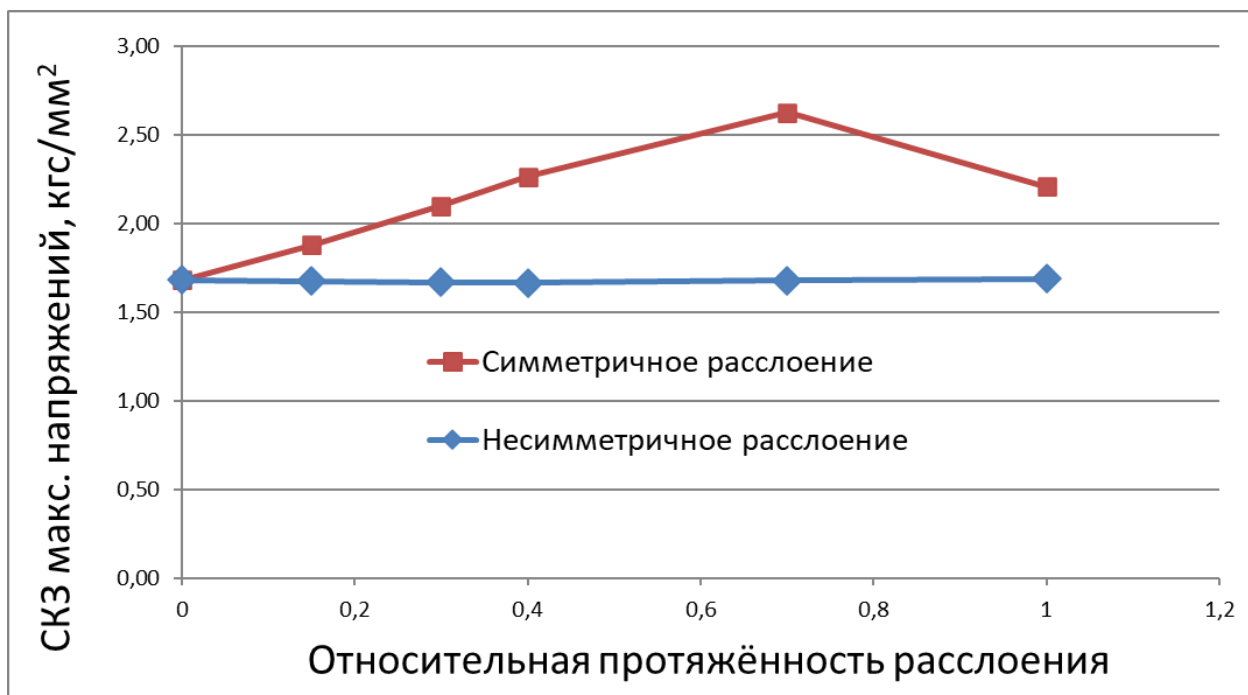


Рисунок 2.31 – Зависимость СКЗ максимальных напряжений в образце от протяжённости расслоений с одной и двух сторон

Из представленных на рисунках 2.28–2.31 данных видно, что с увеличением размера дефекта НДС образца значительно меняется. Такая же картина наблюдается в эксперименте на вибростенде, где при увеличении наработки образца и сопутствующем развитии повреждения система управления регулирует входное задающее воздействие так, чтобы поддерживать постоянную величину деформации на контрольном тензодатчике. Следует отметить, что в зависимости от расположения дефекта и датчика, эта регулировка может быть как в сторону увеличения, так и снижения нагрузки, что согласуется с данными рисунков 2.28–2.31.

Что касается моделирования дефектов второй группы, то есть расслоений фиксированного размера 3x50 мм между различными слоями, то результаты расчёта их влияния на параметры динамического отклика, приведённые в таблице 2.10, наглядно представлены в виде графиков на рисунках 2.32–2.35.

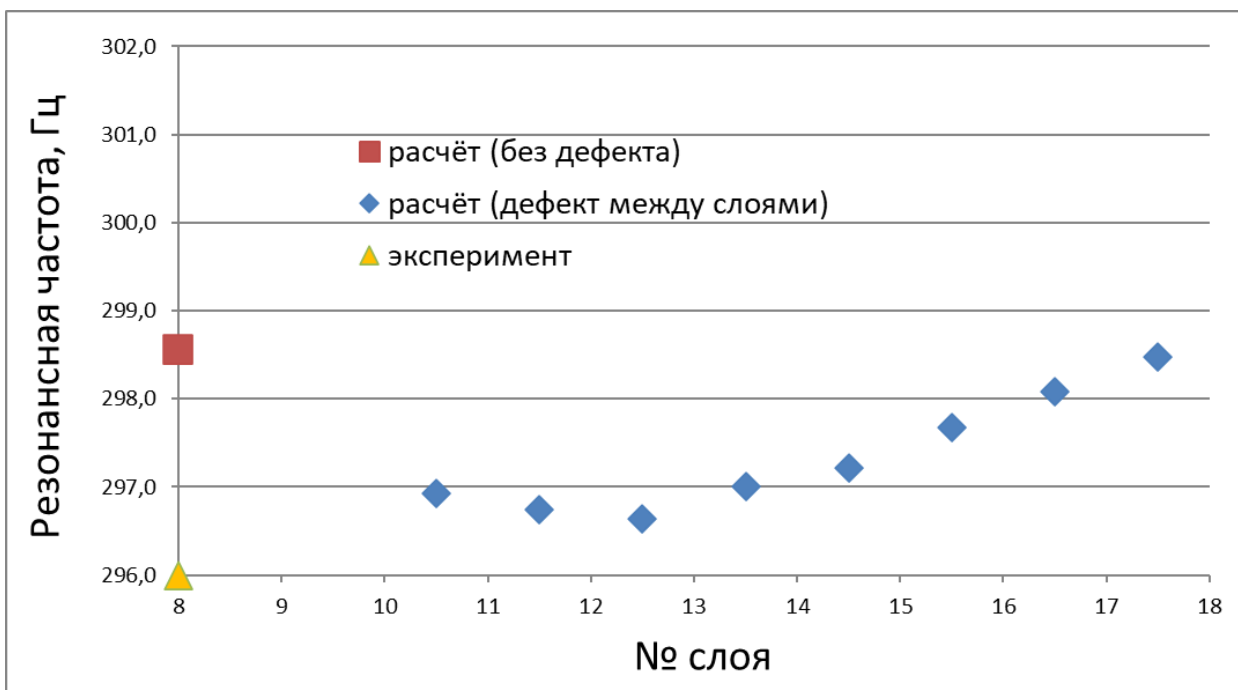


Рисунок 2.32 – Влияние расположения расслоения 3х50 мм на резонансную частоту Т-образца

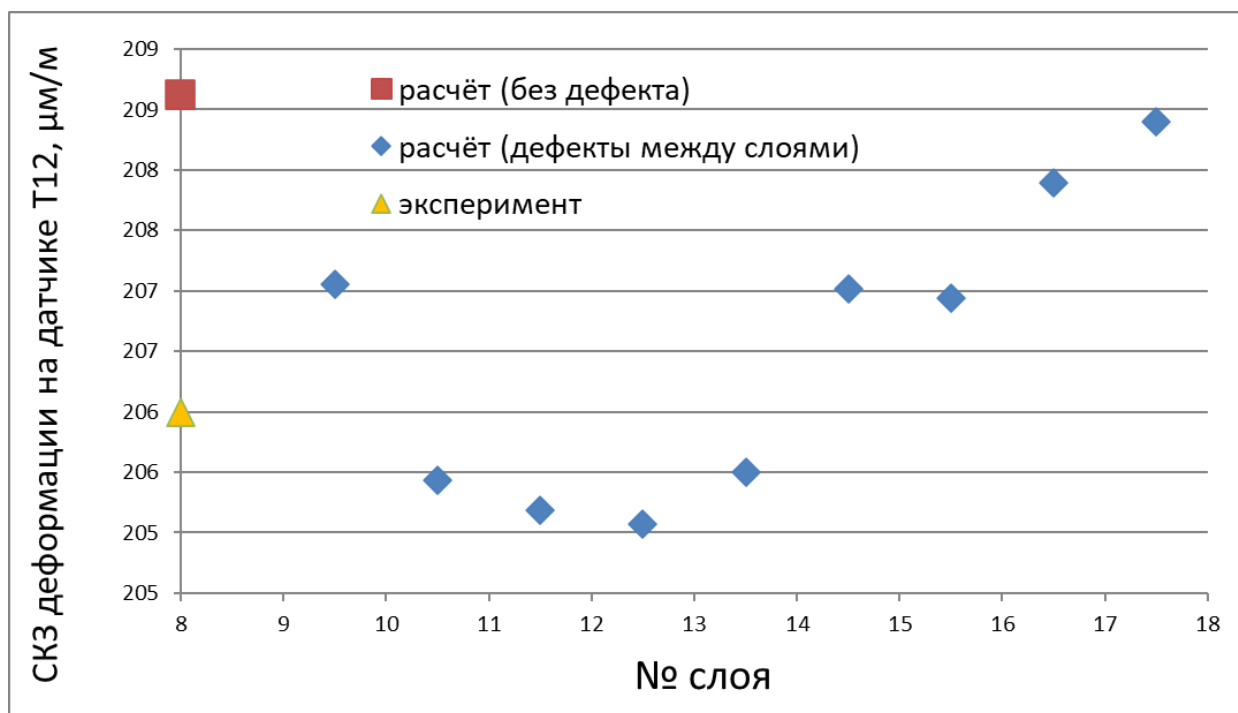


Рисунок 2.33 – Влияние расположения расслоения 3х50 мм на поверхностную деформацию Т-образца в зоне датчика Т12

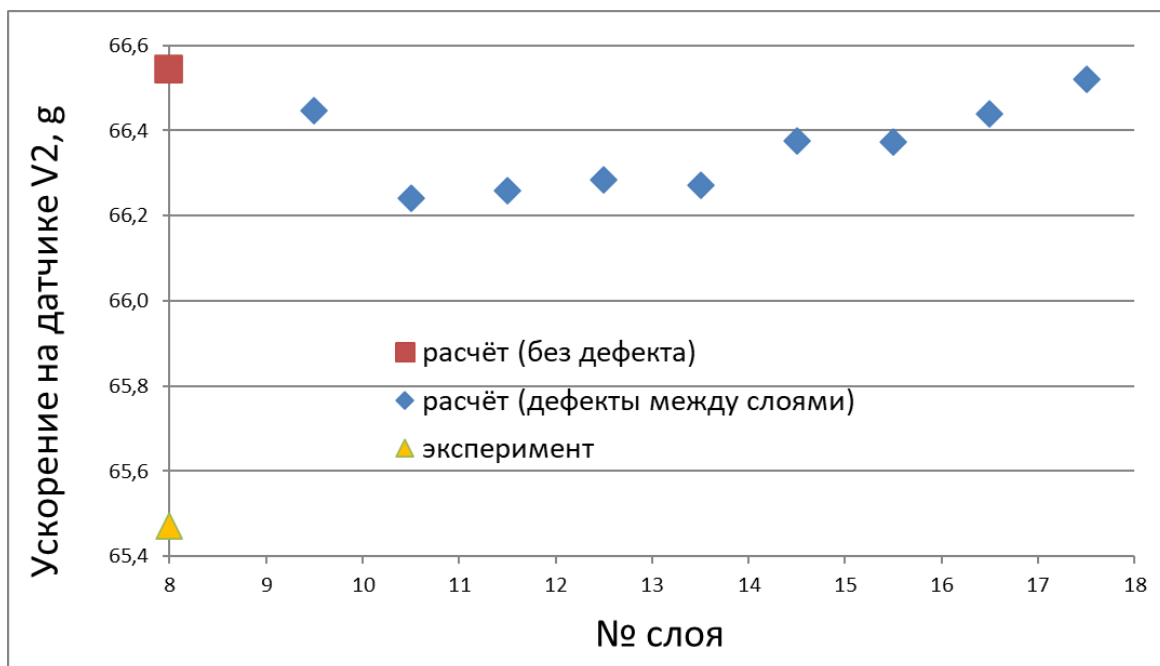


Рисунок 2.34 – Влияние расположения расслоения 3x50 мм на ускорение Т-образца в зоне датчика V2

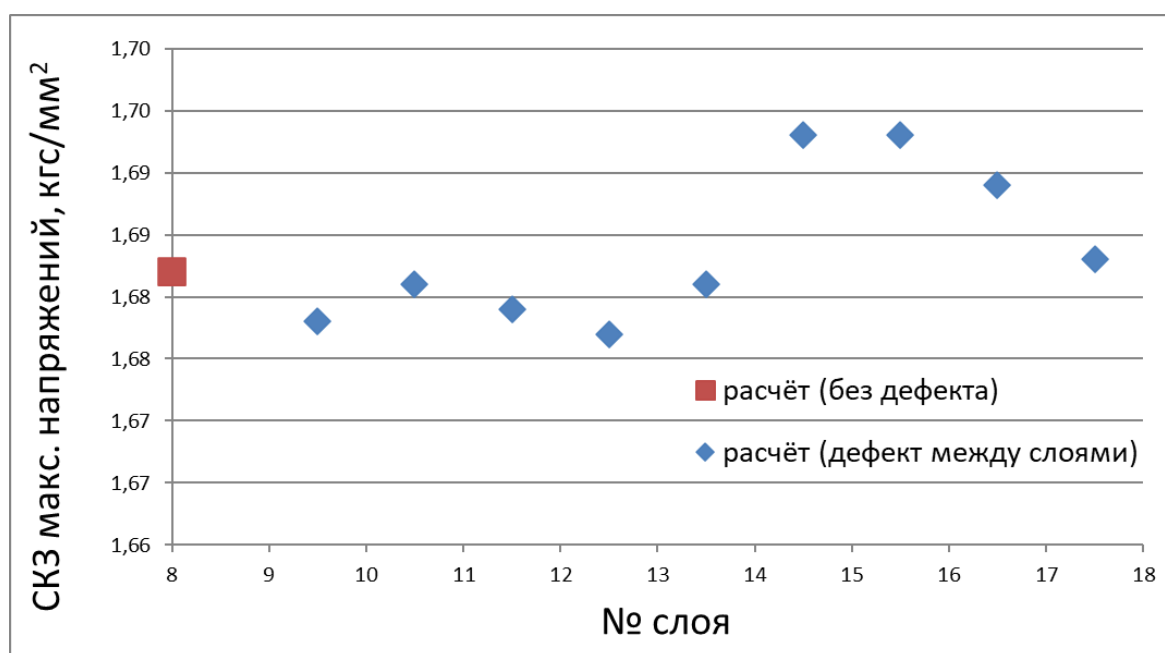


Рисунок 2.35 – Влияние расположения расслоения 3x50 мм на максимальные напряжения в Т-образце

Для определения влияния дефектов на какой-либо параметр отклика в процентах можно вычислить процентное изменение этого параметра по сравнению с образцом без дефекта и свести эти данные в отдельной таблице 2.11. Вычисление влияния проводится по формуле (на примере параметра $F_{рез}$):

$$\text{Влияние}(F_{\text{рез}}) = \frac{F_{\text{рез(с дефектом)}} - F_{\text{рез(без дефекта)}}}{F_{\text{рез(без дефекта)}}} * 100\%, \quad (82)$$

то есть при снижении значения какого-либо параметра в зависимости от дефекта, влияние этого дефекта, вычисленное по формуле (82) будет принимать отрицательное значение, а при повышении – положительное.

Таблица 2.11 – Расчётное влияние дефектов между различными слоями на отклик Т-образца при вибрационном нагружении в процентном выражении

Расположение дефекта	Влияние дефекта на параметр отклика, %								
	$F_{\text{рез}}$	T11	T12	T13	T14	V2	V3	σ_{max}	$\sigma_{\text{rms max}}$
Одностороннее отслоение стрингера на 0.15 ширины	-0,4%	-3,3%	-1,1%	-2,3%	-0,4%	-0,2%	0,1%	-0,4%	-0,4%
на 0.3 ширины	-0,7%	-2,6%	-2,1%	-2,6%	-0,1%	-0,5%	0,2%	-0,8%	-0,7%
на 0.4 ширины	-1,0%	-1,1%	-3,0%	-1,9%	0,3%	-0,7%	0,4%	-0,9%	-0,9%
на 0.7 ширины	-1,6%	1,1%	-3,4%	-0,2%	0,4%	-1,2%	0,7%	1,1%	-0,2%
на всю ширину	-1,9%	2,4%	-2,8%	0,8%	0,8%	-1,4%	0,9%	2,6%	0,4%
Симметричное отслоение стрингера на 0.15 ширины	-1,2%	-4,5%	-1,5%	0,9%	-2,0%	0,3%	-0,7%	26,7%	11,8%
на 0.3 ширины	-2,5%	-6,2%	-1,7%	5,7%	-6,7%	0,6%	-1,5%	60,2%	24,9%
на 0.4 ширины	-4,4%	-4,8%	-1,0%	14,0%	-11,2%	1,3%	-2,7%	89,0%	34,7%
на 0.7 ширины	-8,1%	2,6%	-0,3%	32,5%	-13,3%	3,1%	-5,1%	156,3%	56,2%
на всю ширину	-12,1%	12,5%	2,3%	58,6%	-8,2%	5,3%	-7,2%	78,1%	31,5%
Расслоение между слоями 9-10	-1,1%	0,9%	-0,8%	-0,3%	0,1%	-0,1%	0,1%	-0,3%	-0,2%
Между 10-11	-0,5%	3,1%	-1,5%	-0,2%	0,2%	-0,5%	0,3%	0,4%	-0,1%
Между 11-12	-0,6%	4,5%	-1,6%	-0,3%	0,1%	-0,4%	0,2%	0,2%	-0,2%
Между 12-13	-0,6%	4,6%	-1,7%	-0,5%	0,0%	-0,4%	0,1%	0,0%	-0,3%
Между 13-14	-0,5%	3,3%	-1,5%	-0,2%	0,1%	-0,4%	0,2%	0,3%	-0,1%
Между 14-15	-0,4%	2,4%	-0,8%	0,0%	0,1%	-0,3%	0,2%	1,5%	0,7%
Между 15-16	-0,3%	2,3%	-0,8%	0,0%	0,1%	-0,3%	0,2%	1,6%	0,7%
Между 16-17	-0,2%	1,1%	-0,3%	0,0%	0,0%	-0,2%	0,1%	0,9%	0,4%
Между 17-18	0,0%	0,1%	-0,1%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,1%	0,1%

Как видно из полученных данных, моделирование при помощи МКЭ позволяет выполнять оценку влияния размера и расположения дефекта на отклик конструкции при виброакустическом нагружении за счёт разрыва связей между слоями ПКМ в заданной области. Нарушение межслойных связей приводит к изменению жёсткости моделируемой конструкции, а следовательно, к изменению её резонансной частоты и отклика на виброакустическое нагружение.

Для односторонних и симметричных отслоений стрингера результаты моделирования показывают значительное влияние таких дефектов на параметры динамической конструкции, что также наглядно видно и из рисунков 2.28–2.31. Данная группа дефектов моделирует возникающие в вибрационных испытаниях усталостные повреждения в виде расслоений в зоне уплотняющего жгута.

Рассмотренный в настоящей работе дефект размером 3x50 мм, имитирующий расслоение в радиусной зоне Т-образца, способен влиять на поведение конструкции, изменяя её отклик на величину в пределах 5% по некоторым параметрам. Наиболее чувствительным к дефекту параметром является деформация, измеряемая в зоне максимальных деформаций на верхней поверхности обшивки образца. Значения собственной частоты образца и ускорения на его свободных концах при этом изменяются менее значительно – в пределах 1.5%.

Полученные результаты расчёта также свидетельствуют о том, что расслоения одинакового размера приводят к различному влиянию на отклик образца, в зависимости от их расположения. Таким образом, даже при обнаружении в конструкции расслоения, например, при помощи НК, сложно однозначно судить об изменении её свойств, не имея полной картины о расположении этого дефекта.

Полученные результаты требуют валидации путём проведения расчётов и сравнения с экспериментальными данными, полученными для

образцов с искусственно заложенными дефектами, либо с дефектами известных размеров, точно определёнными с помощью НК.

Тем не менее, следует отметить, что общие закономерности влияния дефектов на параметры динамического отклика, поведение Т-образца при вибрационных испытаниях и его моду разрушения совпадают с экспериментальными данными, описание которого будет представлено далее, в главе 3.

3 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСТАЛОСТНОГО ПОВЕДЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ ПРИ ВИБРОАКУСТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

Одной из задач настоящей работы, решаемой экспериментальным путём, является валидация результатов расчёта, полученных с помощью математического моделирования. Эти данные имеют прямое отношение к моделированию и были представлены в предыдущей главе.

Другой задачей эксперимента является определение усталостных характеристик конструкций из ПКМ с целью применения этих данных при расчётах долговечности и обоснования ресурса конструкции. Эта работа является следующим этапом общего расчётно-экспериментального подхода, описанного в разделе 1.2.

В настоящей главе представлено описание и результаты работ по исследованию механики разрушения и определению усталостных характеристик типового композитного соединения.

3.1 Усталостные испытания на вибростенде

Как было сказано в разделе 1.2, исследования на среднем уровне «пирамиды», к которому относятся рассматриваемые конструктивно-подобные образцы (Т-образцы), обычно проводятся на вибростенде. Целью таких исследований является получение экспериментальных данных по усталостным характеристикам типового концентратора, встречающегося в силовом наборе агрегатов самолёта, подверженных акустическим нагрузкам.

В рамках настоящей работы была разработана методика проведения усталостных испытаний КПО на вибростенде и по этой методике были испытаны 20 образцов, в том числе образцы с ударными повреждениями. Полученные результаты испытаний и их анализ приведены далее в настоящей главе.

3.1.1 Методика вибрационных испытаний

В рамках настоящей работы была разработана программа и методика усталостных вибрационных испытаний композитных Т-образцов, приведённая в Приложении А.

Одной из целей проведения вибрационных испытаний Т-образцов из ПКМ являлось получение экспериментальных данных для верификации разработанной математической модели и результатов расчёта, полученных с её применением (глава 2). Был выбран ряд параметров, которые могут быть измерены в эксперименте и рассчитаны с использованием модели, среди которых:

- Частота резонанса (собственная частота) и форма колебаний;
- Среднеквадратичные значения деформаций в зонах установки тензодатчиков;
- Среднеквадратичные значения перегрузок (ускорений) в зонах установки вибродатчиков.

Последние два параметра измерялись при различных уровнях вибрационного нагружения. В качестве опорных были выбраны уровни 4g, 6g, 8g и 12g – среднеквадратичные значения ускорений задающего воздействия при широкополосном случайном вибрационном нагружении. Ширина полосы составляет 1500 Гц в диапазоне частот 50-1550 Гц.

В задачи вибрационных испытаний также входила оценка долговечности композитных Т-образцов при вибрационном нагружении. Для этого проводятся испытания при узкополосном случайном вибрационном нагружении с шириной полосы 30 Гц и центральной частотой, соответствующей частоте резонанса образца. Уровни нагружения выбираются таким образом, чтобы поддерживать заданный уровень деформаций, которые отслеживаются в режиме реального времени по показаниям тензодатчиков. В рамках настоящей работы были проведены испытания трёх образцов на уровнях деформаций 1000, 1200 и 1500 мк.

В процессе испытаний отслеживалась резонансная частота образца. При резком изменении частоты, испытания приостанавливались и проводился неразрушающий контроль образца, в результате которого были выявлены дефекты в виде расслоений в зоне радиусного перехода стрингера в обшивку.

По результатам усталостных испытаний могут быть построены кривые усталости, представляющие собой зависимость числа циклов до разрушения (долговечности) от уровня деформаций на тензодатчиках.

3.1.2 Перечень образцов для испытаний

Всего в эксперименте использовалось 20 образцов, 10 из которых испытывались в исходном состоянии (далее - образцы №1-№10), а на другие 10 (далее - образцы №11-№20) перед проведением вибрационных испытаний наносились ударные повреждения. Удары наносились копром с вертикально-падающим грузом Instron CEAST 9350 с ударником диаметром 25 мм (рисунок 3.1 а). Для фиксации образца под копром была изготовлена специальная оснастка, в которой стрингер зажимался между двух уголков, закреплённых на чугунной плите. Под обшивку с двух сторон подкладывались два деревянных бруска (рисунок 3.1 б). На образец № 11 удар был нанесён в центр обшивки по оси стингера с энергией в 30 Дж, что привело к появлению видимого расслоения с обратной стороны образца в радиусном переходе (рисунок 3.1 в). На образцы № 12-15 удары были нанесены соответственно с энергиями 20 Дж, 10 Дж, 10 Дж и 5 Дж. Удары с такими энергиями приводили к видимым повреждениям обшивки без выхода расслоения на обратную сторону.

Для оценки того, насколько сильно НДС влияет на длительность роста расслоения, в образцах №№ 16-20 место приложения удара было смещено от оси стрингера на 6 мм в зону максимальных деформаций. На все эти образцы были нанесены удары с энергией 5 Дж.

Неразрушающий ультразвуковой контроль (УЗК) образцов с ударом проводился с наружной и внутренней стороны с использованием

ультразвукового дефектоскопа Sitiescan D-20. В образце с ударом 30 Дж размер внутреннего расслоения составил 22x20 мм, с ударом 5 Дж - 6x6 мм, а с ударом 5 Дж, смещённом от оси стрингера - 3x12 мм.

В настоящей работе за основу была принята методика [64], [65], моделирующая воздействие акустического шума на конструкцию путём приложения к образцам вибрационного нагружения.



а) копёр Instron CEAST 9350



б) оснастка для закрепления



в) Образец после удара 30 Дж.

Рисунок 3.1 – Нанесение ударных повреждений на Т-образец

Каждый образец оснащался 2 вибродатчиками и 4 тензодатчиками. Тензодатчики наклеивались в зоне максимальных деформаций, которая была определена конечно-элементным расчётом [54]. Ещё один вибродатчик, предназначенный для измерения задающего вибрационного воздействия, устанавливался непосредственно на вибростоле (рисунок 3.2).

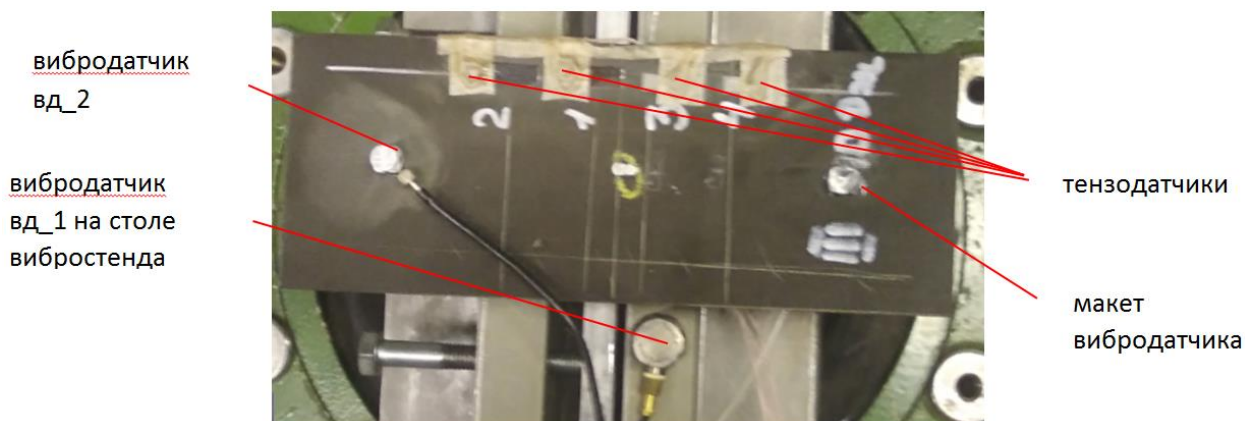


Рисунок 3.2 – Установка измерительных датчиков при испытаниях

Вибрационное нагружение представляло собой узкополосный случайный процесс с равномерной спектральной плотностью в заданной полосе частот на различных уровнях среднеквадратичных значений деформаций. Ширина полосы выбиралась равной 1/3-октаве со среднегеометрической частотой, соответствующей 1-й резонансной частоте колебаний образца. Определение 1-й резонансной частоты проводилось путём приложения к образцу синусоидальной вибрации с плавно изменяющейся частотой в диапазоне от 60 Гц до 500 Гц и последующим определением максимального значения сигнала вибродатчика, размещённого на образце.

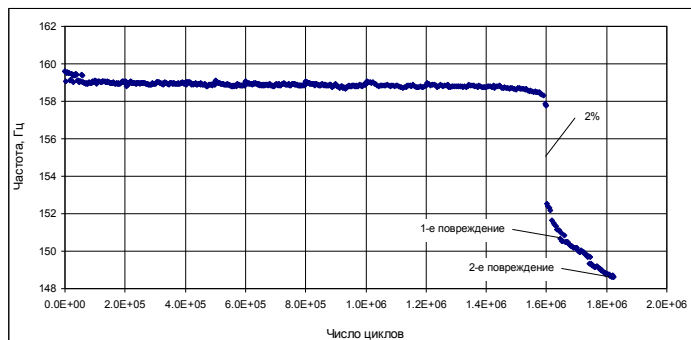
3.1.3 Результаты испытаний

3.1.3.1 Испытания образцов без удара

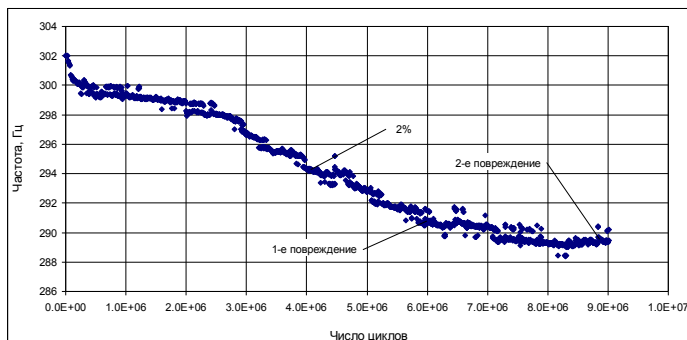
Образец №1 был испытан на статический трёхточечный изгиб с целью определения доминирующей моды разрушения. Испытания образцов №2-№10 проводились на уровнях среднеквадратичных деформаций в диапазоне от 600 мк до 2000 мк. В процессе испытаний выполнялся непрерывный мониторинг резонансной частоты, снижение которой, как известно, является индикатором падения жёсткости вследствие появления внутренних неоднородностей (в данном случае расслоений). Графики снижения резонансной частоты в зависимости от наработки для образцов №4-№9

показаны на рисунке 3.3, а в таблице 3.1 приведены сводные данные по режимам и достигнутым наработкам для всех образцов без удара (№1-№10).

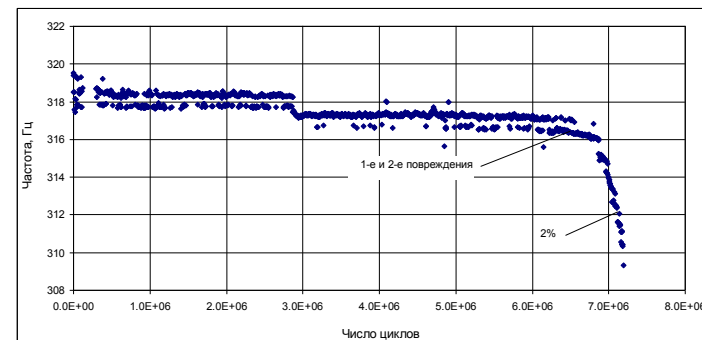
За критерий разрушения принималось или появление расслоения на торце (рисунок 3.4), или снижение резонансной частоты. Отечественный [50] и зарубежный [8] опыт показывает, что снижение частоты в композитном образце на 2-3% позволяет определять момент зарождения внутренних расслоений, приводящих к снижению жесткости упругой системы. При таком уменьшении резонансной частоты относительное повреждение в сечении составляет 10–20%, а при уменьшении частоты на 10–15% обычно происходит разрушение образца [50].



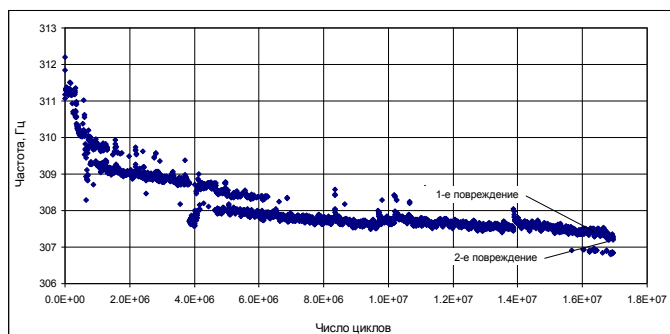
а) Образец №4, амплитуда 1200 мк



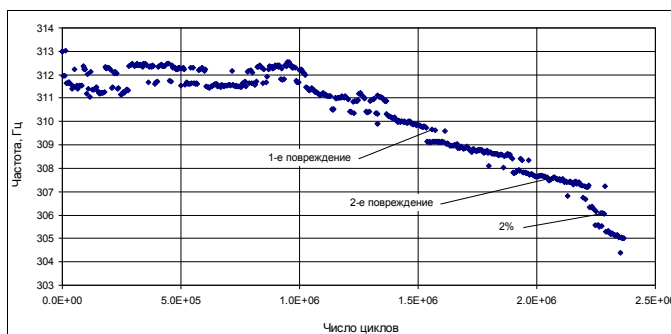
б) Образец №5, амплитуда 1000 мк



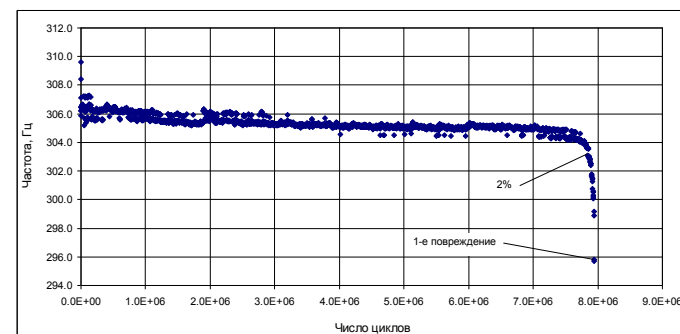
в) Образец №6, амплитуда 950 мк



г) Образец №7, амплитуда 900 мк



д) Образец №8, амплитуда 850 мк



е) Образец №9, амплитуда 800 мк

Рисунок 3.3 – Изменение резонансной частоты по мере увеличения наработки

Таблица 3.1 – Сводные данные по режимам и результатам виброиспытаний образцов в исходном состоянии

Параметр	№1	№2	№3	№4	№5	№6	№7	№8	№9	№10
Номинальная деформация	6000 мк (статика)	2000 мк	1900 мк	1200 мк	1000 мк	950 мк	900 мк	850 мк	800 мк	600 мк
Начальная частота	-	317 Гц	164,0 Гц	155.8 Гц	300,0 Гц	318,5 Гц	310,1 Гц	312,3 Гц	306,4 Гц	310,2 Гц
Циклов до падения на 2 %	-	нет данных	нет данных	$1,6 \cdot 10^6$	$\sim 4,25 \cdot 10^6$	$7,1 \cdot 10^6$	нет данных	$2,25 \cdot 10^6$	$7,93 \cdot 10^6$	нет данных
1-е внешнее повреждение – число циклов – падение частоты – торец	-	$1,9 \cdot 10^5$ 4,7 %	нет данных	$1,66 \cdot 10^6$ 5,3 % А	$6,0 \cdot 10^6$ 3,1 % А	нет данных	$1,06 \cdot 10^7$ 0,86 % А	$1,56 \cdot 10^6$ 0,8 % А	$7,95 \cdot 10^6$ 3,5 % А	$1 \cdot 10^8$ без разруш.
2-е внешнее повреждение – число циклов – падение частоты – поверхность	-	$3,6 \cdot 10^5$ 6,2 % А, Б	$3,26 \cdot 10^3$ 8,5 % А, Б	$1,82 \cdot 10^6$ 6,5 % Б	$8,8 \cdot 10^6$ 3,6 % Б	$5,94 \cdot 10^6$ 0,6 % А, Б	$10,7 \cdot 10^7$ 0,94 % Б	$2,08 \cdot 10^6$ 1,5 % Б	нет данных	$1 \cdot 10^8$ без разруш.

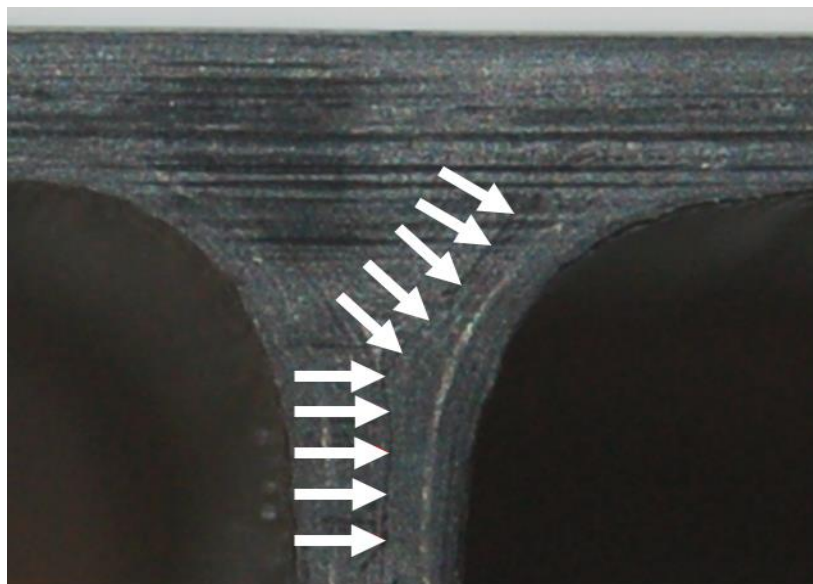


Рисунок 3.4 – Расслоение на боковой поверхности образца №5

На основе полученных экспериментальных данных была построена средняя кривая усталости, представленная на рисунке 3.5, а также приведено сравнение с данными из ESDU 84027 [46] для образцов похожей конфигурации (интегральный стрингер).

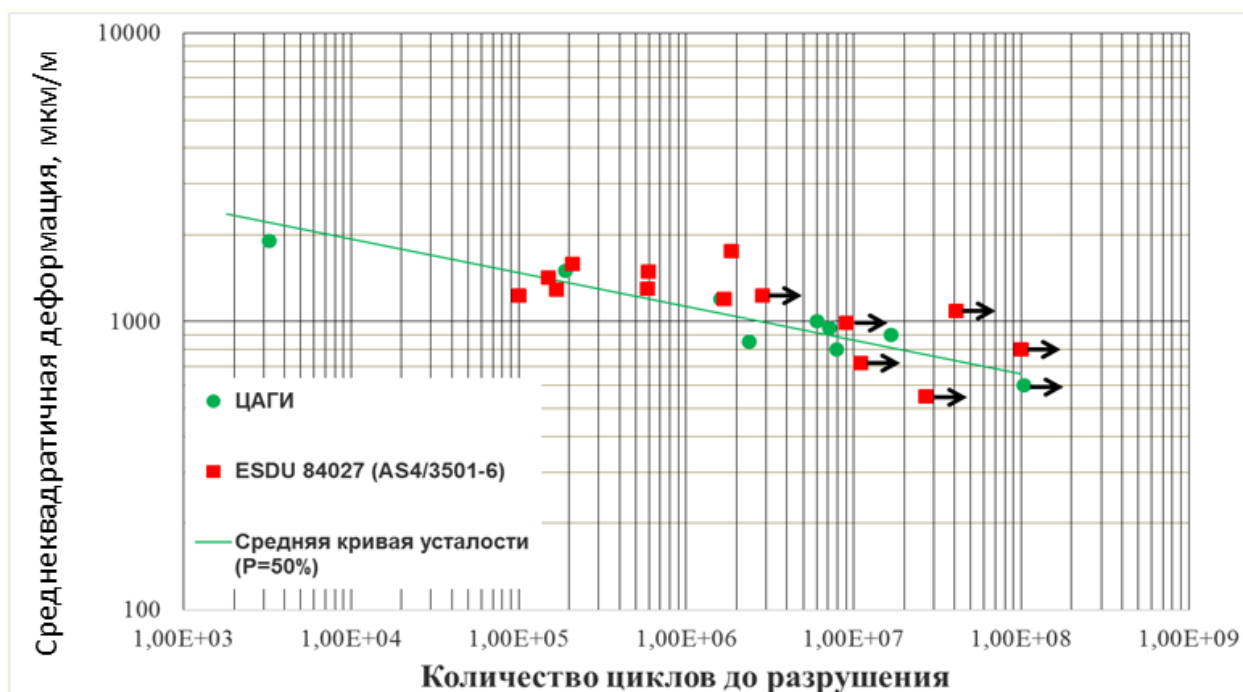


Рисунок 3.5 – Кривая усталости для композитного соединения и сравнение с данными ESDU для образцов похожей конфигурации

3.1.3.2 Испытания образцов с ударом

Графики снижения резонансной частоты в зависимости от наработки для образцов № 12-№ 20 показаны на рисунке 3.6, а в таблице 3.2 для образцов №11-№20 приведены сводные данные по режимам и достигнутым наработкам.

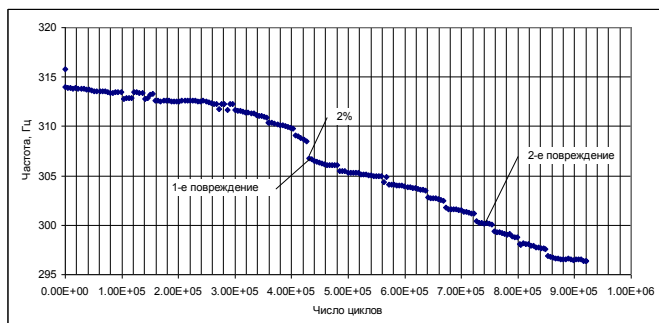
Как видно, процессы появления и развития повреждений в образцах с ударом и без удара имеют схожий характер. Повреждение зарождается внутри образца в виде расслоения в переходной радиусной зоне и развивается вплоть до выхода в виде межслоевой трещины сначала на один торец образца, а затем на второй (рисунок 3.7).

Анализ полученных зависимостей резонансной частоты от числа циклов показывает, что они носят индивидуальный характер, но в некоторых случаях совпадают по характеру изменения (для образцов №№ 13-15, а также для образцов №№ 12, 17). В 6-ти случаях из 10 (образцы №№ 12, 13, 14, 16, 17, 20) в зависимостях выделяются участки ускоренного падения частоты, совпадающие с моментами обнаружения выхода повреждений на одну или две боковые поверхности. В остальных случаях наблюдается монотонное падение частоты. Зависимости изменения частот для образцов с ударом по виду не отличаются от зависимостей, полученных для образцов без удара. В 4-х случаях из 10 (образцы №№ 12, 14, 18, 20) падение частоты достигло 2 %, прежде чем был обнаружен выход повреждения на одну из внешних поверхностей. Также в 4-х случаях (образцы №№ 13, 15, 16, 19) внешнее повреждение было обнаружено до достижения частотой пороговой величины, лежащей на 2 % ниже начального значения. В одном случае (образец № 17) эти события совпали.

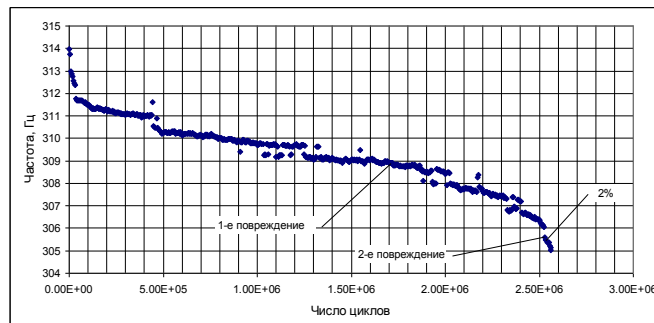
По результатам испытаний на момент обнаружения выхода повреждения на один из торцов падение частоты лежало в пределах от 0,2 % до 4,4 % от начального значения. Соответственно, на момент выявления повреждений на 2-й поверхности падение частоты достигало значений от

1,8 % до 4,9 %. Таким образом, показано, что хотя критерий разрушения, основанный на 2%-ом снижении собственной частоты, является широко применимым в практике проведения вибрационных испытаний, он не всегда является надёжным индикатором реального повреждения образца, в том числе и визуально обнаруживаемого расслоения на боковой поверхности.

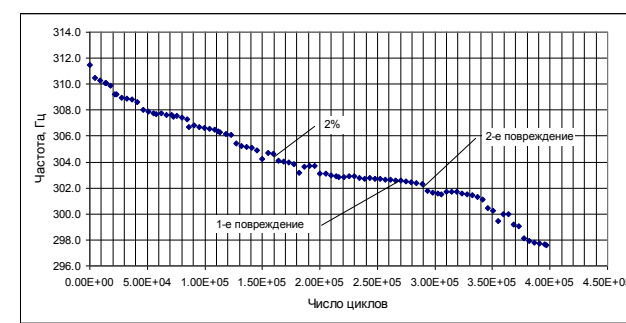
Также следует отметить, что эти данные хорошо согласуются с результатами расчёта отклика Т-образца с заложенными дефектами с помощью МКЭ, приведёнными в разделе 2.3.



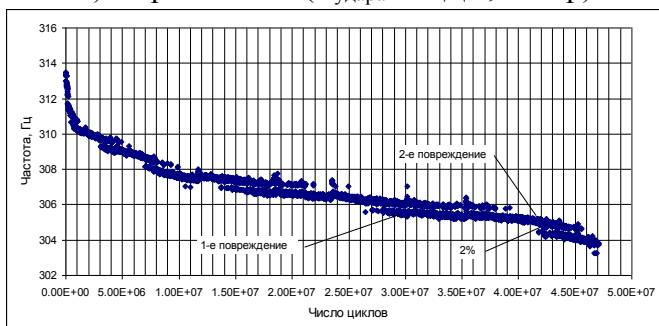
а) Образец №12 ($E_{\text{удара}}=20$ Дж, центр)



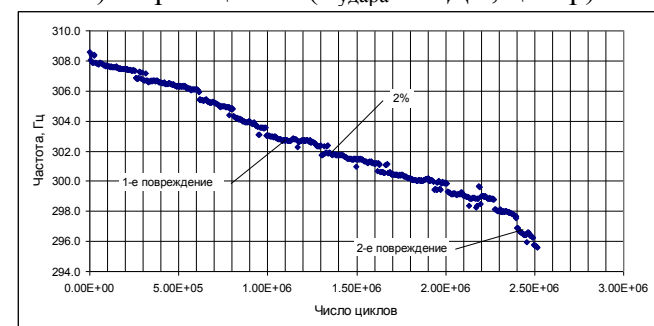
б) Образец №13 ($E_{\text{удара}}=20$ Дж, центр)



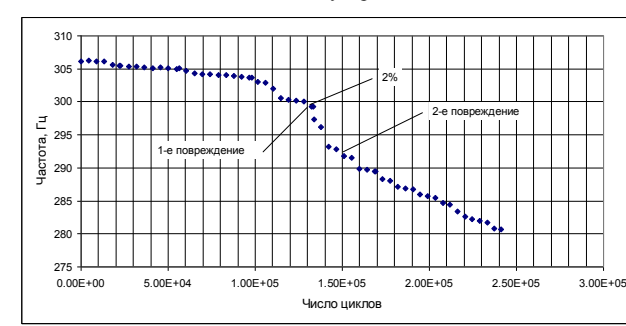
в) Образец №14 ($E_{\text{удара}}=10$ Дж, центр)



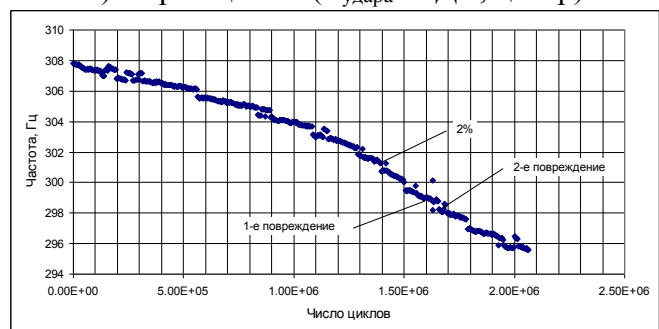
г) Образец №15 ($E_{\text{удара}}=5$ Дж, центр)



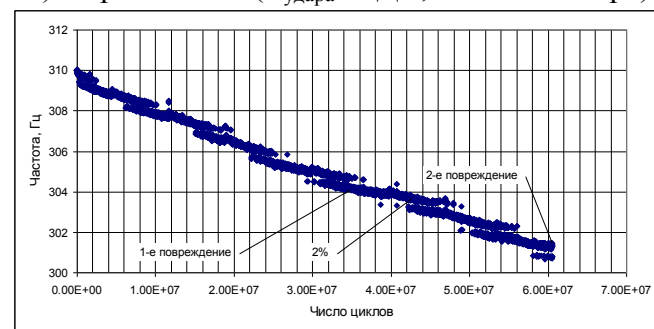
д) Образец №16 ($E_{\text{удара}}=5$ Дж, 6 мм от центра)



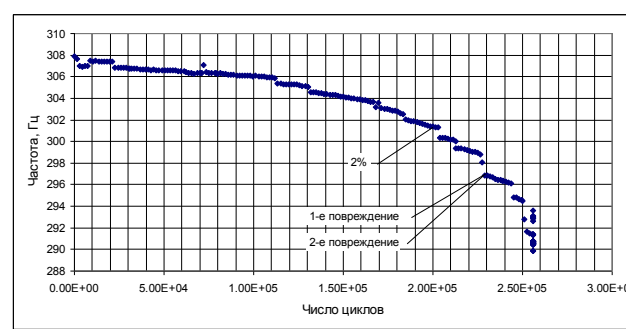
е) Образец №17 ($E_{\text{удара}}=5$ Дж, 6 мм от центра)



ж) Образец №18 ($E_{\text{удара}}=5$ Дж, 6 мм от центра)



з) Образец №19 ($E_{\text{удара}}=5$ Дж, 6 мм от центра)



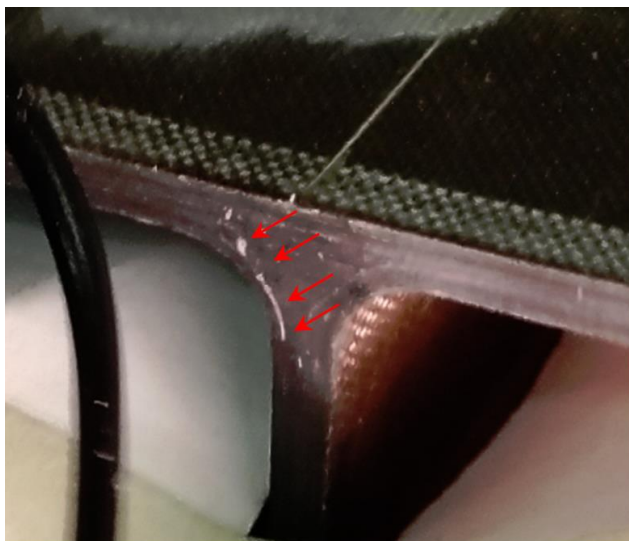
и) Образец №20 ($E_{\text{удара}}=5$ Дж, 6 мм от центра)

Рисунок 3.6 – Изменение резонансной частоты по мере увеличения наработки для образцов с ударным повреждением

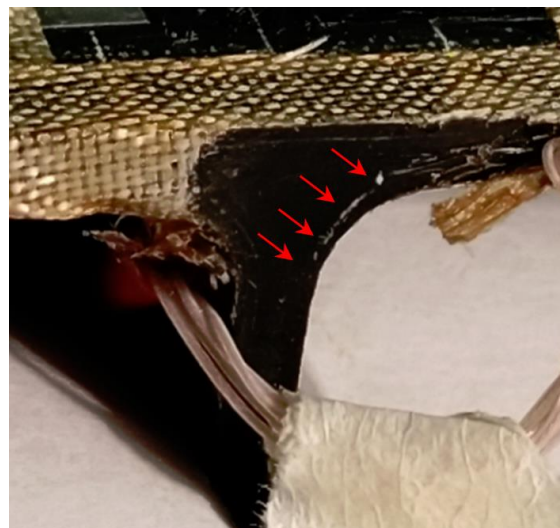
Таблица 3.2 – Сводные данные по режимам и результатам виброиспытаний образцов с ударным повреждением

Параметр	№11	№12	№13	№14	№15	№16	№17	№18	№19	№20
Энергия удара	30 Дж	20 Дж	10 Дж	10 Дж	5 Дж	5 Дж	5 Дж	5 Дж	5 Дж	5 Дж
Место удара	центр	центр	центр	центр	центр	6 мм от центра	6 мм от центра	6 мм от центра	6 мм от центра	6 мм от центра
Номинальная деформация	800 мк	600 мк	600 мк	800 мк	600 мк	600 мк	800 мк	500 мк	400 мк	700 мк
Начальная частота	302,8 Гц	315,5 Гц	314,2 Гц	312,4 Гц	313,6 Гц	309,5 Гц	307,5 Гц	308,5 Гц	309,9 Гц	308,6 Гц
Циклов до падения на 2 %	$\sim 2,5 \cdot 10^3$	$0,43 \cdot 10^6$	$2,55 \cdot 10^6$	$0,16 \cdot 10^6$	$42,31 \cdot 10^6$	$1,36 \cdot 10^6$	$0,13 \cdot 10^6$	$1,39 \cdot 10^6$	$42,38 \cdot 10^6$	$0,2 \cdot 10^6$
1-е внешнее повреждение – число циклов – падение частоты – поверхность	$11,47 \cdot 10^3$ 4,4 % А	$0,44 \cdot 10^6$ 2,4 % Б	$1,75 \cdot 10^6$ 0,85 % А	$0,27 \cdot 10^5$ 0,5 % Б	$2,96 \cdot 10^6$ 0,2 % Б	$1,12 \cdot 10^6$ 1,7 % А	$0,13 \cdot 10^6$ 2,7 % Б	$1,63 \cdot 10^6$ 2,9 % Б	$35,36 \cdot 10^6$ 1,8 % Б	$0,23 \cdot 10^6$ 3,6 % А, Б
2-е внешнее повреждение – число циклов – падение частоты – поверхность	$11,47 \cdot 10^3$ 4,9 % Б	$0,75 \cdot 10^6$ 4,4 % А	$2,54 \cdot 10^6$ 2,0 % Б	$0,29 \cdot 10^6$ 2,8 % А	$41,93 \cdot 10^6$ 1,8 % А	$2,45 \cdot 10^6$ 3,75 % Б	$0,15 \cdot 10^6$ 4,5 % А	$1,68 \cdot 10^6$ 3,0 % А	$60,47 \cdot 10^6$ 2,8 % А	$0,23 \cdot 10^6$ 3,6 % А, Б

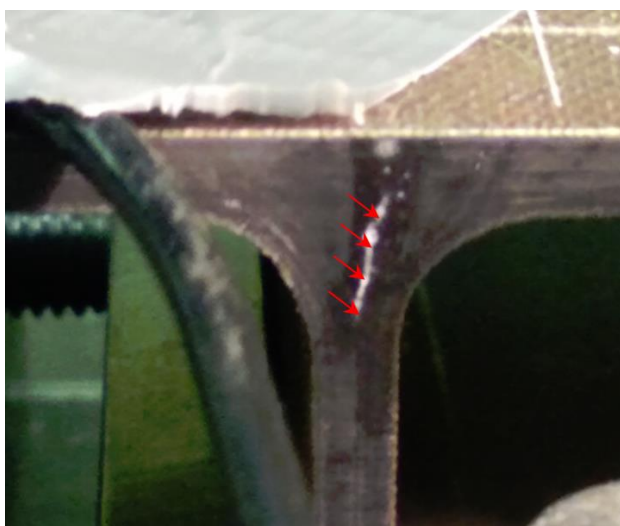
торец А



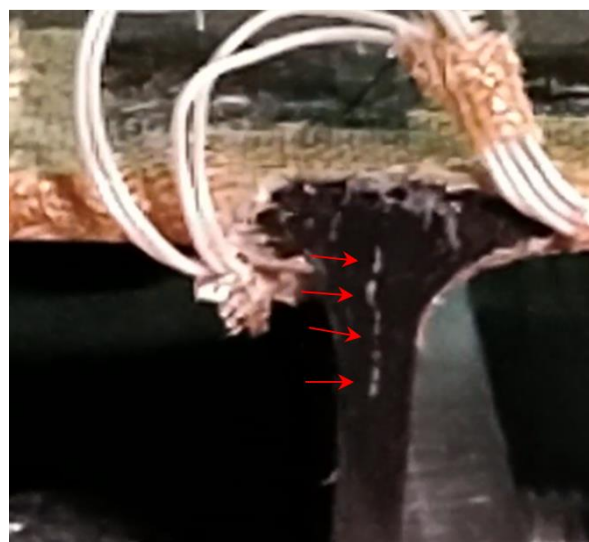
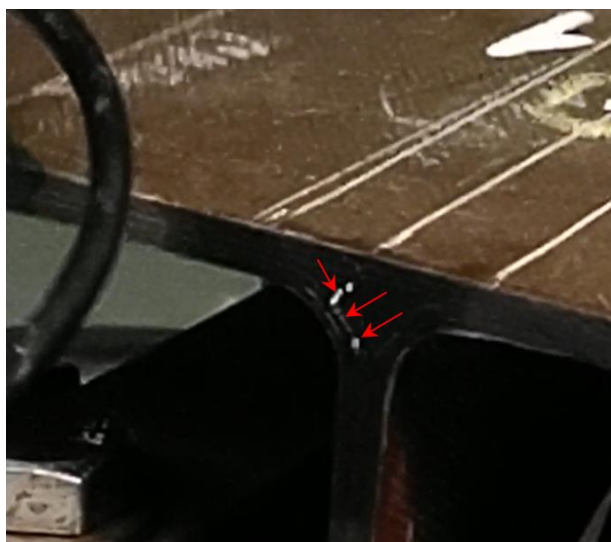
торец Б



а) Образец №12



б) Образец №13

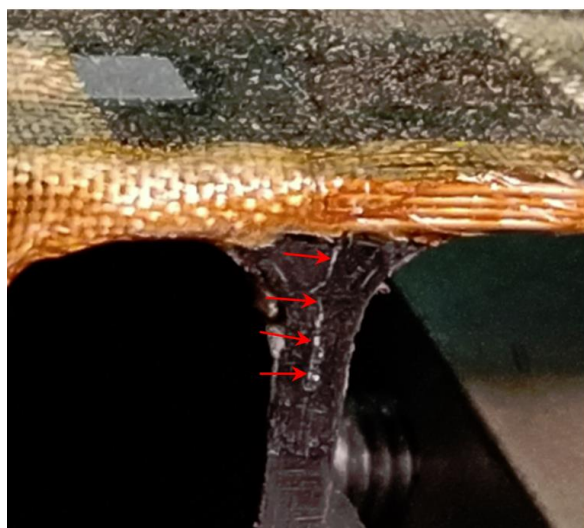


в) Образец №14

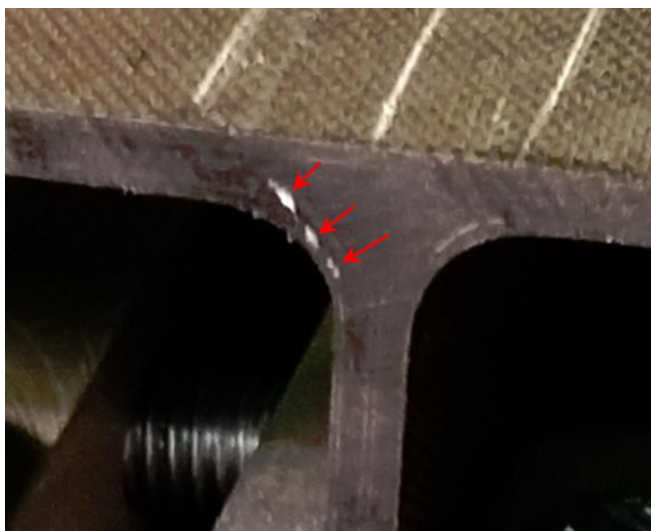
торец А



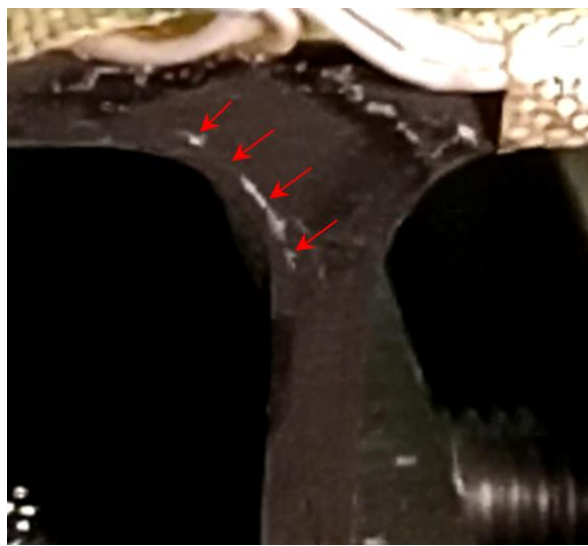
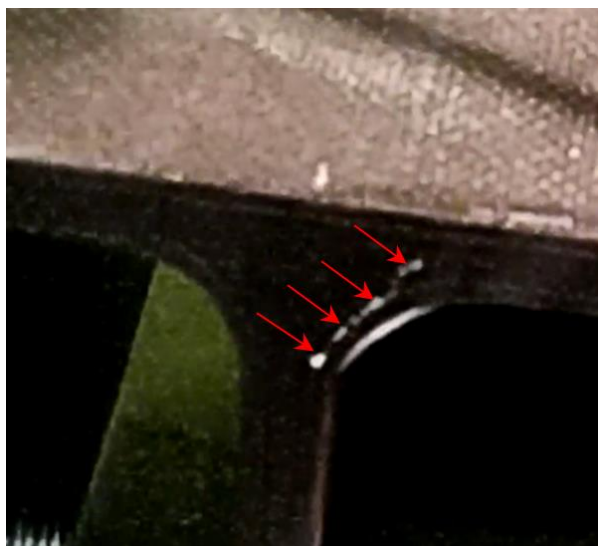
торец Б



г) Образец №15



д) Образец №16

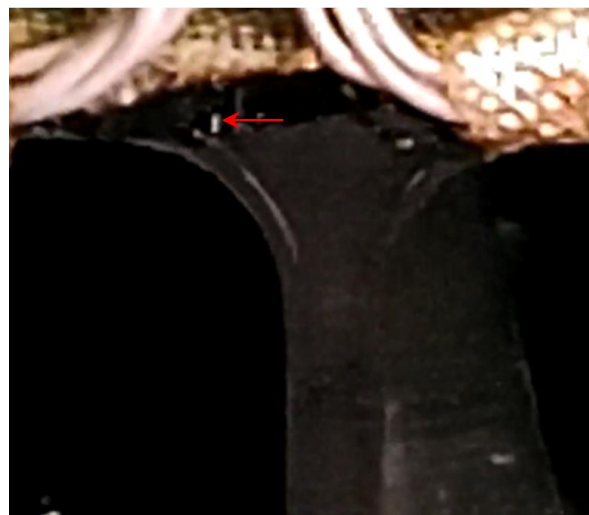


е) Образец №17

торец А



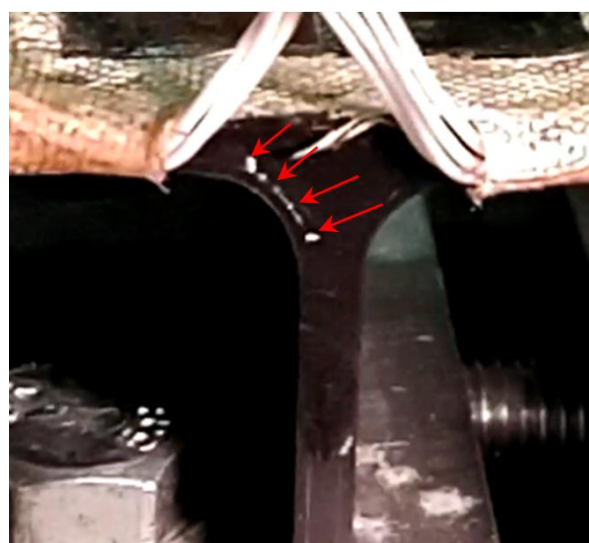
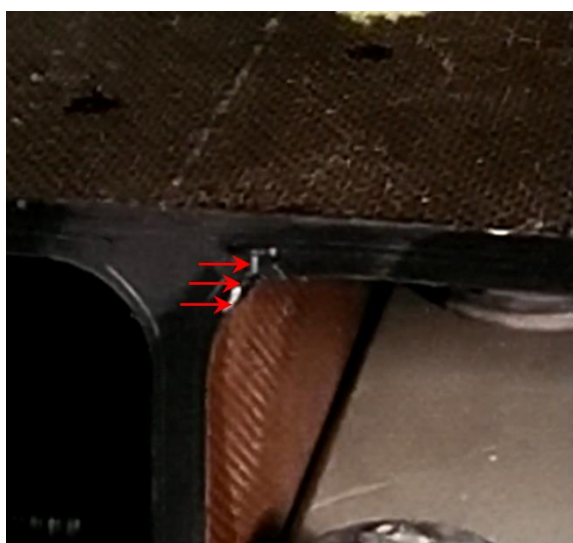
торец Б



ж) Образец №18



и) Образец №19



к) Образец №20

Рисунок 3.7 – Визуально обнаруживаемые повреждения на торцах

Для построения кривой усталости образцов с начальными ударными повреждениями использовались результаты испытаний образцов №№ 16-20. Для данных образцов удары с энергией 5 Дж были нанесены в зону максимальных деформаций. Образцы испытывались на 5-ти уровнях нагружения, соответствующих среднеквадратичным значениям деформаций от 400 мкε до 800 мкε. На рисунке 3.8 представлено сравнение построенных кривых усталости для образцов в исходном состоянии и образцов с ударными повреждениями. В качестве критерия разрушения при построении кривых усталости в обоих случаях принято визуально обнаруживаемое расслоение на одной из боковых поверхностей образца.

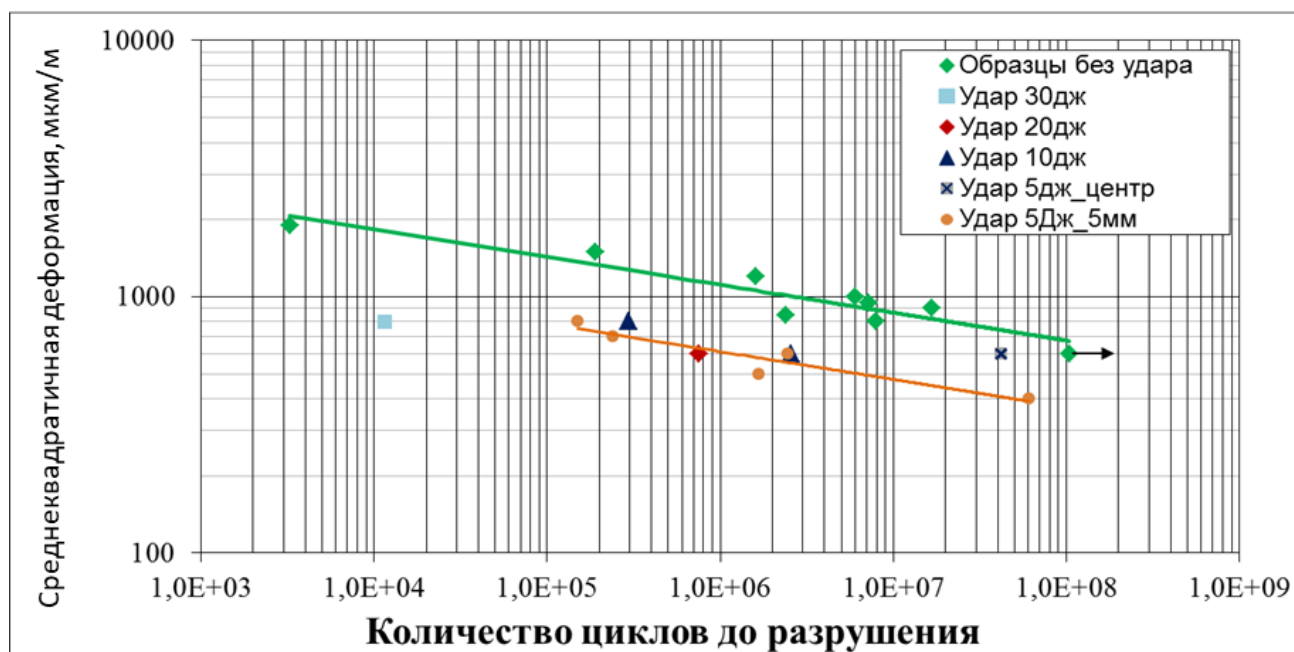


Рисунок 3.8 – Влияние ударных повреждений на усталостные характеристики Т-образцов

Из представленных данных видно, что кривая усталости образцов с ударом (оранжевая кривая на рисунке 3.8) практически эквидистанта кривой усталости образцов без удара (зелёная кривая на рисунке 3.8). Уравнения полученных кривых усталости для образцов без удара и с ударом соответственно могут быть записаны в виде:

$$\begin{aligned} \text{без удара: } \varepsilon_{rms}^{9.17} N &= 10^{33.93}; \\ \text{с ударом: } \varepsilon_{rms}^{8.7} N &= 10^{30.11}. \end{aligned}$$

Полученные результаты исследований 20 Т-образцов позволяют выявить некоторые закономерности их усталостного поведения. В частности, вне зависимости от уровня деформаций при испытаниях на усталость, наличия/отсутствия ударного повреждения в образце или энергии удара, мода разрушения во всех образцах остаётся неизменной – расслоение в зоне радиусного перехода. Ударные повреждения не влияют не только на моду разрушения, но и на значение коэффициента наклона кривой усталости, записанной в виде степенной функции.

Проводимый во время усталостных вибрационных испытаний мониторинг резонансной частоты образцов позволил выявить некоторую закономерность развития повреждений, характерную именно для образцов после удара. Так, в результате мониторинга 9 образцов с ударными повреждениями различных энергий и мест расположения удара наблюдалось стабильное снижение резонансной частоты от начала циклического нагружения и вплоть до выхода повреждения на обе боковые поверхности образца, что считалось разрушением образца (рисунок 3.7).

Для трёх из шести образцов без удара также наблюдалось похожее поведение в виде стабильного снижения резонансной частоты, однако другие три образца показали практически полное отсутствие эффекта снижения резонансной частоты с последующим скачкообразным снижением непосредственно в момент разрушения образца.

Такое усталостное поведение образцов может объясняться тем, что при наличии в образце явно выраженного концентратора напряжения в виде удара или некоторого необнаруживаемого внутреннего дефекта, накапливаемая в ходе усталостных вибрационных испытаний энергия уходит в раскрытие трещины (расслоения), в результате чего наблюдается её стабильный рост.

В то же время для образцов без концентратора напряжения эта энергия предположительно вызывает микроповреждения матрицы, которые на первом этапе не влияют на жёсткость всего образца, но затем объединяются в одно большое повреждение, в результате чего возникает скачкообразный рост

расслоения и, как следствие, снижение жёсткости и резонансной частоты образца.

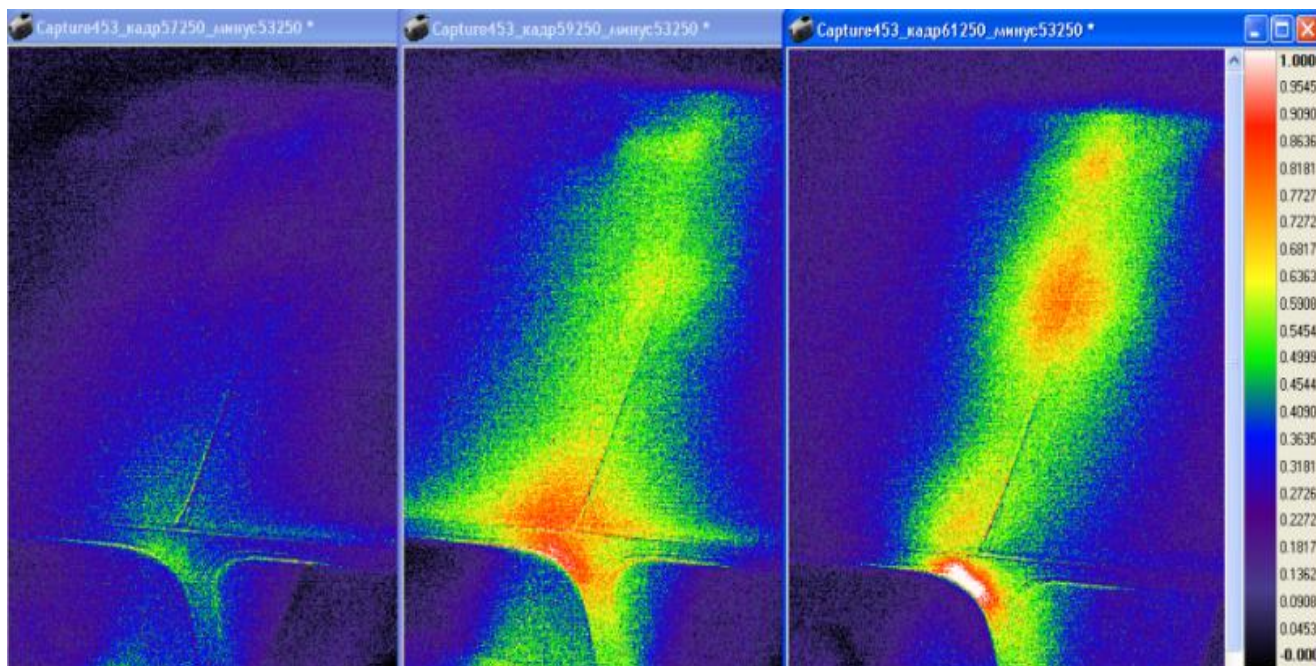
Полученные закономерности могут быть особенно полезны при создании расчётных моделей развития повреждений в конструкциях из ПКМ при вибрационном нагружении.

3.2 Исследование характера возникающих повреждений

Наблюдаемое 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 микрорастрескивание матрицы, которые не оказывают существенного влияния на жесткостные характеристики образца. Как только микроповреждения объединяются, резонансная частота резко падает, а расслоение становится обнаруживаемым с помощью некоторых методов неразрушающего контроля, в том числе применённых в настоящей работе вибротермографии (рисунок 3.9) и томографии (рисунок 3.10). В этот момент, как правило, срабатывает один из применяемых критериев разрушения образца, который довольно часто встречается в различных литературных источниках – 2%-е снижение резонансной частоты.

На рисунке 3.9 показано распределение температуры на поверхности Т-образца в зависимости от наработки образца при усталостных вибрационных испытаниях, которое является составной частью мониторинга развития повреждения при помощи метода вибротермографии. В процессе усталостных вибрационных испытаний наблюдается нагрев образца, неравномерность которого объясняется наличием в образце концентраторов в виде ударных повреждений или внутренних расслоений. Часть энергии колебаний, передаваемой вибростендом на образец, преобразуется в тепловую энергию за счёт трения внутренних слоёв и возникающих касательных напряжений в зоне

расслоения. Это явление позволяет предсказать зону выхода внутреннего расслоения на поверхность.



(а) Исходное
состояние

(б) Внутреннее расслоение
($N = 1.39 \cdot 10^6$ циклов)

(в) Видимое расслоение
($N = 1.68 \cdot 10^6$ циклов)

Рисунок 3.9 – Мониторинг развития повреждения с помощью вибротермографии

Таким образом, вибротермографию можно считать перспективным средством мониторинга в процессе проведения усталостных вибрационных испытаний.

С помощью метода 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 3.10 (а) и 3.10 (б) соответственно. Из рисунков видно, что в результате испытаний образца при уровне среднеквадратических деформаций в зоне измерений 800 мкм/м с наработкой $2 \cdot 10^5$ циклов наблюдается увеличение в 2.5 раза размера начального повреждения от удара энергией 5 Дж. При этом такое повреждение остаётся визуально необнаруживаемым.

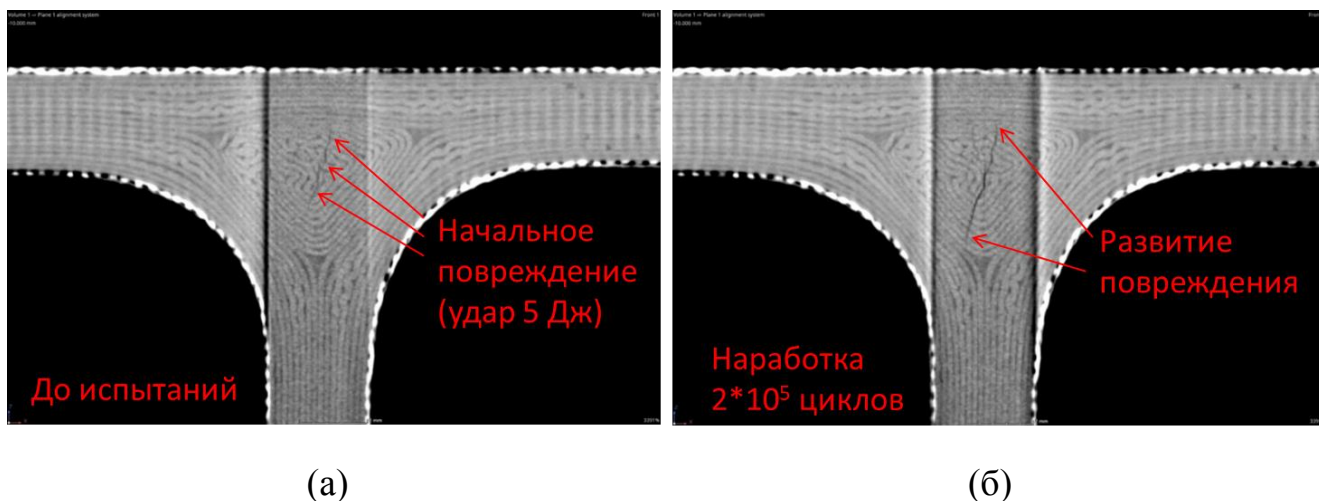


Рисунок 3.10 – Внутреннее повреждение в образце, обнаруженное с помощью томографии

В ходе дальнейшего развития повреждений, как для образцов с ударом, так и без удара, внутреннее расслоение растёт в ширину вплоть до выхода на одну или две боковые поверхности (торцы) образца. Такое повреждение может быть обнаружено визуально, как было показано ранее на рисунках 3.4 и 3.7. Именно выход повреждения на один из торцов Т-образца применялся в качестве критерия разрушения при построении кривых усталости в настоящей работе.

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

Исследуемые образцы конфигурации «интегральный стрингер» при вибрационном нагружении по изгибной форме колебаний имеют моду разрушения, связанную с зарождением и развитием внутренних расслоений в зоне уплотняющего жгута, вплоть до выхода этих расслоений на боковые поверхности образца. Руководствуясь этим фактом, именно такие расслоения моделировались с помощью МКЭ в настоящей работе, результаты чего приведены в разделе 2.3.

4 ОБОСНОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ПРОЦЕССЕ СЕРТИФИКАЦИИ

Широкое применение ПКМ в самолёте МС-21, в том числе в конструкции крыла, оперения, механизации и центроплана, требовало разработки специального подхода по обоснованию прочности и ресурса, в том числе по условиям акустической усталости. В то же время, опыт проведения таких исследований, как в части испытаний, так и в части расчётов, отсутствовал в отечественной практике авиастроения, как в новейшей, так и в советское время, поскольку ПКМ ранее практически не применялись в основных силовых элементах конструкции отечественных самолётов, разрушение которых могло бы привести к катастрофическим последствиям.

Разработчиком ВС был разработан комплекс расчетно-экспериментальных работ по обоснованию акустической прочности самолёта МС-21 с композитной силовой конструкцией различных элементов планера [66] и реализован при активном участии ЦАГИ, а материалы настоящей диссертационной работы, в том числе, послужили научно-методической основой в части расчётных и экспериментальных методов исследований. Ниже приведено краткое описание этапов работ данного комплекса [66] и роль исследований, проведённых в данной диссертации.

На первом этапе комплекса работ была выполнена оценка акустических нагрузок на конструкцию самолёта МС-21 с использованием численных расчётных методов и результатов испытаний моделей в аэродинамической трубе и в заглушенной акустической камере. Под нагрузками подразумеваются значения уровней звукового давления (УЗД) акустического поля. Полученные исходные данные по распределению пульсаций давления на крыле от реактивной струи двигателя использовались для определения ожидаемой зоны повышенных акустических нагрузок и формирования перечня агрегатов, для которых

требуется проведение расчётно-экспериментальных работ по обоснованию акустической прочности.

В соответствии с полученными предварительными данными по акустическим нагрузкам и их распределению по поверхности планера самолёта была разработана схема установки датчиков для проведения измерений нагрузок и уточнения исходных данных, включающая установку микрофонов в контрольных точках на поверхности планера.

Исследования на натурном самолёте [51] включали в себя определение зон и параметров акустического нагружения, в том числе спектров уровней звукового давления, пространственной структуры поля и влияния конфигурации механизации крыла и управляющих поверхностей самолёта на величины этих параметров (рисунок 4.1).

Следует отметить, что в отечественной и зарубежной практике ранее проводились как наземные, так и лётные испытания по определению акустических нагрузок.



Рисунок 4.1 – Наземные испытания самолёта MC-21 для определения акустических нагрузок от шума двигателя [51]

Проведение наземных натурных испытаний самолёта, являющихся верхним уровнем пирамиды [66], представленной на рисунке 1.16, позволило достоверно определить акустические нагрузки, действующие на поверхность

планера самолета, и локализовать наиболее критические с точки зрения этих нагрузок зоны, а также определить ожидаемые условия эксплуатации с учётом режима работы двигателя, положения механизации и других эксплуатационных факторов.

Непосредственно данные об акустическом нагружении сами по себе не могут быть напрямую использованы для оценки долговечности и обоснования ресурса конструкции. Для этого, как минимум, необходимо от УЗД перейти к отклику конструкции – т.е. напряжённо-деформированному состоянию, возникающему под действием этих нагрузок. Проведение таких измерений напрямую на самолёте является затруднительным в силу ряда факторов, в том числе ограничения по числу измерительных каналов системы измерений на натурном самолёте, ограничений возможностей тензодатчиков и сопутствующей аппаратуры по частоте опроса и записи сигнала, неустойчивости крепления датчиков к обшивке самолёта и других факторов.

Предложенная концепция пирамиды (рисунок 1.16) подразумевает, в том числе, снижение затрат на проведение испытаний путём масштабирования и перехода между различными уровнями. Такой переход осуществляется за счёт использования расчётных методов, позволяющих связать между собой экспериментальные данные, полученные на разных уровнях. Любые расчётные модели, однако, требуют экспериментальной валидации.

В связи с этим определение отклика конструкции на акустическое воздействие было выполнено на третьем уровне пирамиды, соответствующем уровню агрегатов, с применением как расчётных, так и экспериментальных методов, в том числе с выполнением валидации проведённых расчётов.

Расчётная модель была сформирована на основе данных о свойствах материалов, экспериментально определённых на нижних уровнях пирамиды (элементарные и конструктивно-подобные образцы), нагрузки в виде спектров УЗД были взяты из результатов наземных испытаний самолёта.

Современный уровень развития вычислительных мощностей позволяет создавать подробные модели и выполнять точные расчёты различными

методами, в том числе с применением МКЭ, как это было проделано в главе 2 настоящей работы, что было невозможно выполнить ранее по причине невысокого уровня развития технологий. В связи с этим, при обосновании ресурса серийно выпускаемых в 20 веке самолётов в приоритете использовались экспериментальные методы, в силу отсутствия возможности выполнения точных и быстрых расчётов.

Пользуясь возможностями современной вычислительной техники, разработчиком самолёта МС-21 был создан собственный расчётный комплекс [67], который использовался при проведении исследований в обоснование акустической прочности. С помощью МКЭ осуществлялось моделирование отклика конструкции агрегатов самолёта, находящихся в зоне повышенных акустических нагрузок, определённых по результатам наземных натурных испытаний с гонками двигателей. Валидация результатов расчёта проводилась последовательно сразу на трёх уровнях пирамиды: элементарные образцы (нижний уровень), КПО (второй уровень), агрегаты (третий уровень).

В результате моделирования отклика конструкции на акустические нагрузки были получены распределения напряжений и деформаций в исследуемых агрегатах самолёта МС-21. Эти данные сопоставлялись с экспериментальными результатами определения отклика в реверберационной камере РК-1500 (рисунок 4.2).

При проведении эксперимента в РК-1500 [66] учитывались спектральные характеристики акустического поля, определённые при наземных испытаниях самолёта.



Рисунок 4.2 – Натурные испытания закрылка в РК-1500

Испытания в РК-1500 являются высокозатратными, а ограничения по возможностям камеры не предусматривают проведение длительных испытаний. Отсутствие возможности задания форсированного режима, используемого для сокращения длительности испытаний конструкций из ПКМ, вызовет необходимость проведения длительных ресурсных испытаний и отработку как минимум трёх проектных ресурсов, что повлечёт за собой колоссальные финансовые и трудовые затрат. В связи с этим испытания натурных агрегатов в РК-1500 следует рассматривать исключительно как инструмент для определения отклика конструкции и получения материалов для валидации расчетных моделей, а проведение полноценных ресурсных испытаний не является целесообразным.

Анализ отклика конструкции на акустическое воздействие подтверждает состоятельность подхода разбиения конструкции на представительные элементы при формировании КПО для определения усталостных характеристик критических мест конструкции, который описан в разделе 1.2 настоящей работы. Для обоснования долговечности критических мест конструкции МС-21

использовались КПО [66] с конфигурацией, похожей на исследуемые в настоящей работе. Т-образцы моделируют зону соединения обшивки с подкрепляющими жесткостными элементами (нервюрами) закрылка (рисунок 4.3). Регулярная зона обшивки при этом моделируется образцами сотовых панелей.

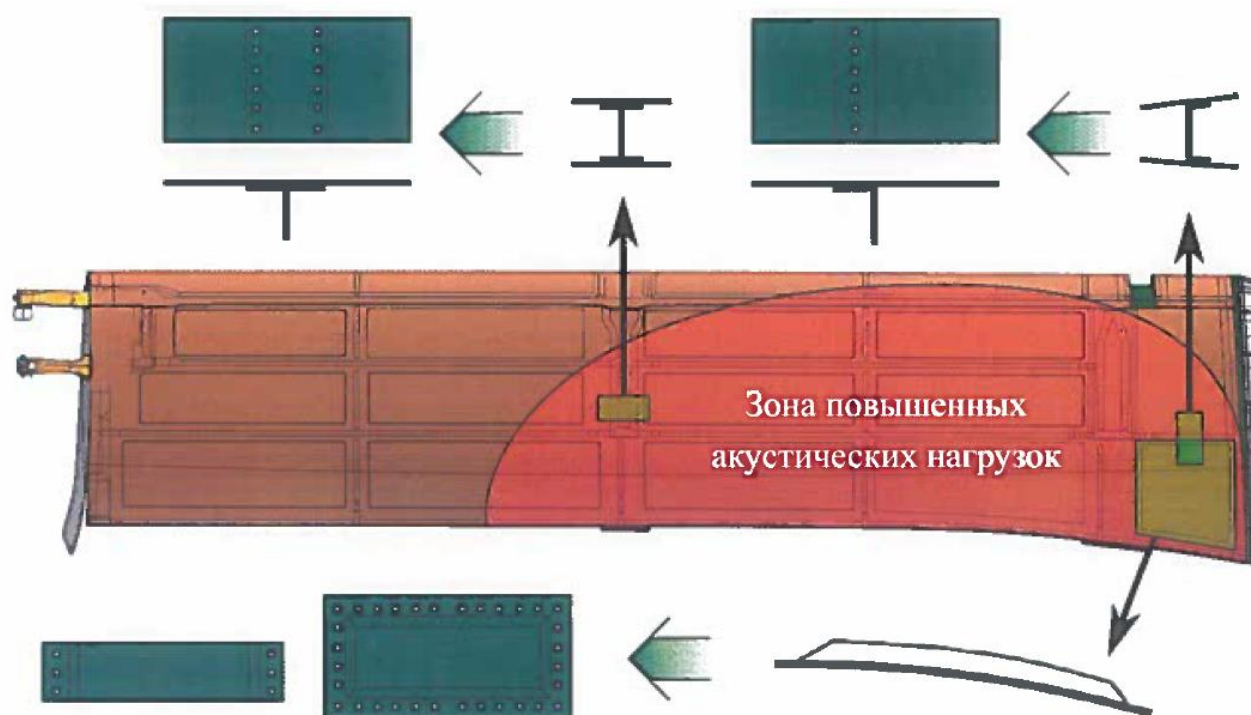


Рисунок 4.3 – Конструктивно-подобные образцы, используемые при обосновании акустической прочности закрылка

Описанные ранее в главах 2-3 методы легли в основу работ, соответствующих второму уровню «пирамиды», проведённых в рамках сертификации самолёта МС-21 в части определения усталостного поведения типовых концентраторов из ПКМ. Предложенные критерии разрушения использовались при построении кривых усталости композитного соединения, полученных по результатам испытаний с использованием методики, приведённой в приложении А. Основным результатом работ на втором уровне пирамиды являются экспериментально определённые усталостные характеристики типовых концентраторов агрегатов самолёта МС-21, описанные в виде кривых усталости. Также на уровне КПО определялись характеристики

демпфирования типовых соединений, которые затем применялись при проведении расчётов отклика агрегатов.

Особенностью кривых усталости, полученных в рамках настоящей работы, является то, что они построены в координатах «СКЗ деформации – наработка до разрушения», а нагружение производилось путём приложения случайной вибрационной нагрузки узкополосного спектра вблизи первой изгибной формы колебаний на электродинамических вибростендах, как было описано ранее в главах 2-3. Такой подход был специально разработан для конструкций из ПКМ, чтобы учесть особенности накопления в них усталостной повреждаемости.

Свойства материалов, используемые в качестве исходных данных при моделировании отклика на акустическое нагружение, были определены экспериментально в рамках работ по общей и специальной квалификации материалов, соответствующих нижнему уровню пирамиды (рисунок 1.16). Испытания с целью получения расчётных значений характеристик материала проводились на экспериментальной базе ЦАГИ и выполнялись в соответствии с требованиями параграфа 25.613 АП-25 на уровне элементарных образцов и КПО.

Таким образом, предложенный в настоящей работе комплексный подход к исследованию механики разрушения и определению закономерностей развития повреждений для образцов композитного соединения, позволил создать целостную картину о поведении типовых концентраторов в силовых элементах из ПКМ самолёта МС-21 под действием акустических нагрузок в эксплуатации.

Для выбранных критических мест конструкции разработчиком ВС был выполнен расчёт повреждаемости с применением метода Дирлика [67], [68], который использует данные об отклике конструкции, определённые в частотной области в виде функций спектральной плотности мощности деформаций, и кривые усталости для выбранного концентратора, также описанных в виде степенной зависимости СКЗ деформации от количества циклов до разрушения. Различные зоны конструкции имеют различные концентраторы, а следовательно, при расчётах повреждаемости использовались соответствующие им кривые усталости.

Проведённые расчёты повреждаемости показали наличие требуемых запасов по долговечности по условиям акустической усталости для планера самолёта МС-21. Этот результат закреплён в сертификате типа воздушного судна транспортной категории, полученном разработчиком самолёта МС-21 в Федеральном агентстве воздушного транспорта 2021 году, а также последующем ряде модификаций, связанных с внедрением Главных изменений по замене материалов и комплектующих изделий иностранного производства на отечественные.

Следует отметить, что представленные разработчиком ВС результаты являются уникальными для отечественного авиастроения, поскольку полный комплекс работ по обоснованию ресурса конструкции по условиям акустической усталости (в соответствии с требованиями п. 25.571(d)) для самолёта с агрегатами из ПКМ ранее в отечественной практике не проводился. При этом подробное описание подходов, используемых зарубежными разработчиками самолётов, в открытом доступе отсутствует.

В связи с этим, разработанный в настоящей работе подход к исследованию закономерностей развития повреждений в образцах из ПКМ и полученные с его помощью результаты являются не только уникальными, но и чрезвычайно важными для отечественного авиастроения и могут применяться на практике при создании перспективных пассажирских самолётов нового поколения.

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 «обшивки-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 ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- [1] *Н.А. Мозжерова, В.Я. Сеник. Исследование характеристик рассеяния долговечности при акустическом нагружении в эксплуатации. Труды ЦАГИ, выпуск 1796. Москва, 1976.*
- [2] *Авиационные правила, Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории», пункт 571 "Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкций", МАК, 2009 г.*
- [3] *Miles, J.W., "On structural fatigue under random loading", Journal of the Aeronautical Sciences, November, 1954, vol. 21.*
- [4] *Powell, A. On the fatigue failure of structures due to vibrations excited by random pressure fields. The Journal of the Acoustical Society of America, 1958, vol. 30, issue 12.*
- [5] *ESDU Engineering Data: Acoustic Fatigue Series.*
- [6] *A.G.R. Thomson, 1972, 'Acoustic fatigue design data' AGARDograph 162.*
- [7] *L.C. Chow, R.J. Cummins. Sonic fatigue study of an aircraft flap like structure. Fifth international congress on sound and vibration, December 15-18, 1997, Adelaide, South Australia.*
- [8] *Y. Xiao, R.G. White, G.S. Aglietti. An experimental characterization of the acoustic fatigue endurance of GLARE and comparison with that of CFRP. Composite Structures 68 (2005) 455–470.*
- [9] *Ajaj R.M., Allegri G., Isikveren A.T. Conceptual design and sizing of airframe panels according to safe-life acoustic fatigue criteria, Aeronautical Journal, 114(1162): pp.15-27, January 2011.*
- [10] *Y. Xiao, R.G. White, G.S. Aglietti Comparison of structural response and fatigue endurance of aircraft flap-like box structures subjected to acoustic loading J. Acoust. Soc. Am. 117 (5), 2005 p.p. 2820-2834.*
- [11] *C. Uz, T.T. Ata. Acoustic fatigue and dynamic behavior of composite panels under*

- acoustic excitation. *Conference proceedings of the society for experimental mechanics series*, pp. 219-229, Jan 25-28, 2016, Orlando, FL.
- [12] G. Di Spirito. *Acoustic fatigue analysis of composite outboard and inboard flap of a commercial aircraft*. July 2015.
- [13] Cook, T.N. Adami, M.G. DiGenova; R.R. Maass, D.P. «*Advanced Structures Maintenance Concepts*» Report No USAAVRADCOM-TR-80-D-16, June 1980.
- [14] Fiscus, I.B., and Watson, D.C., "Study of Impact Damage to B-1B Weapon Bay Doors," Report No. AFWAL-TR-84-4153, December 1984.
- [15] Wood, H.A., and Bon, T.J., "Advanced Composites Supportability Working Group Findings and Recommendations," Report No. ASD(ENF)-TR-83-5017, January 1984.
- [16] "US Navy Survey of Damage and Defects in Advanced Composite Components in Service," Report No. TTCP/HTP-3, September 1985.
- [17] Stone, R.H., "Repair Techniques for Graphite/Epoxy Structures," KASA Report No. CF 159056, January 1983.
- [18] Dominguez, J., "F/A-18 Wing Skin Impact Test," Naval Air Development Center, December 1987.
- [19] Kan, H.P., Cordero, R., and Whitehead, R.S., *Advanced Certification Methodology for Composite Structures*, rep. DOT/FAA/AR-96/111, 1997.
- [20] P.M.Gary and M.G.Riskalla. *Development of Probabilistic Design Methodology for Composite Structures*. Vought Aircraft Company, rep. No DOT/FAA/AR-95/17, 1997.
- [21] Ушаков А.Е. *Методологические основы конструктивно-технологического обеспечения живучести авиаконструкций, выполненных из полимерных композитных материалов. Диссертация на соискание учёной степени доктора технических наук. Москва, 1991.*
- [22] Ushakov A., Stewart A., Mishulin I., and Pankov A. "Probabilistic Design of Damage Tolerant Composite Aircraft Structures", U.S. Dept. of Transportation,

- Federal Aviation Administration, Report DOT/FAA/AR-01/55, Washington DC, January 2002.*
- [23] *Advisory Circular 20-107B, 8 September 2009.*
- [24] *РЦ-АП25.571-1А. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. ФГУП "ЦАГИ", 2015г.*
- [25] *Ю.М. Фейгенбаум, С.В. Дубинский Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс конструкции воздушных судов, научный вестник МГТУ ГА, №187, 2013г..*
- [26] *Quinlivan, J.T., Kent, J.A., and Wilson, D.R., "NASA-ACEE/Boeing 737 Graphite/Epoxy Horizontal Stabilizer Service," 9th DoD/NASA Conference on Fibrous Composite in Structural Design, 1991.*
- [27] *McCarty, J.E., Johnson, R.W., and Wilson, D.R. "737 Graphite/Epoxy Horizontal Stabilizer Certification," AIAA Paper 82-0745, 1982.*
- [28] *Schreiber, K.H., and Quinlivan, J.T., "The Boeing 777 Empennage," Presented at ICCM-9 Madrid 1993.*
- [29] *Takai, J., et.al., "CFRP Horizontal Stabilizer Development Test Program," Presented at ICCM-9, Madrid 1993.*
- [30] *Horton, R., Whitehead, R., et al, "Damage Tolerance of Composites - Final Report," AFWAL-TR-87-3030, 1988.*
- [31] *Aerospatiale, Substantiation of Composite Parts - Impact Detectability Criteria, 440 225/91, 1991.*
- [32] *Fawcett, A. Oaks, G. Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience, Proc. of FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance, Chicago, July 19–21, 2006.*
- [33] *Morteau, E. and Fualdes, C., Composites at Airbus. Damage tolerance methodology, Proc. of FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance, Chicago, July 19–21, 2006.*
- [34] *Baaran J., Visual Inspection of Composite Structures, EASA-Research*

- [35] *Wilhelmsen C., Ostrom L., Scott R. An Update on the Visual Inspection of Composite Materials, Proc. of FAA A4A NDT Forum Seattle, September 21-24, 2012.*
- [36] *Cook, L. Boulic, A. Harris, D. Bellamy, P. Irving, P. E: Reliability of Damage Detection in Advanced Composite Aircraft Structures. CAA Paper 2013/03. January 2013.*
- [37] *M. Thomas, Study of the Evolution of the Dent Depth due to Impact on Carbon/Epoxy Laminates, Consequences on Impact Damage Visibility and on In-Service Inspection Requirements for Civil Aircraft Composite Structures Proc. of MIL-HDBK 17 meeting, Monterey.*
- [38] *Komorowski, J.P. Gould, R.W. Simpson, D.L. Synergy between advanced composites and new NDI methods, Advanced Performance Materials; 5, 1/2; 137-151; 1998.*
- [39] *J. Rouchon, How, over the past 20 years, part 25 Composite Structures have been coping with Metal Minded Fatigue and Damage Tolerance Requirements, Proc. of 24th ICAF Symposium, Naples 2007.*
- [40] *J. Rouchon Effects of Low Velocity Impact Damage on Primary Composite aircraft Structures. Proc. of MIL-HDBK 17 meeting, , Andover, Fall 1999.*
- [41] *H. Razi, S. Ward, Principles for Achieving Damage Tolerant Composite Aircraft Structures 11th DoD/FAA/NASA Conference On Fibrous Composites in Structural Design Fort Worth, TX, August 1996.*
- [42] *The Composite Material Handbook, Polymer Matrix Composites: Materials Usage, Design and Analysis, Vol. 3, 12.2.2.3 Deterministic compliance method (civil aviation example) SAE International R-424, 2009.*
- [43] *Smith, P.J., and Wilson, R.D., "Damage Tolerant Composite Wing Panels for Transport Aircraft," NASA Contractor Report 3951, 1985.*
- [44] *Madan, R.C., "Composite Transport Wing Technology Development," NASA*

Contractor Report 178409, 1988.

- [45] Власов В.Е., Гиневский А.С., Ефимцов Б.М., Кузнецов В.М., Мунин А.Г., Самохин В.Ф., Смольяков А.В., Соболев А.Ф. Основные проблемы аэроакустики. Труды ЦАГИ. 1996. № 2614..
- [46] ESDU 84027: Endurance of Fiber-Reinforced Composite, Laminated Structural Elements Subjected to Simulated Random Acoustic Loading, 16 (2014).
- [47] П.Я. Носатенко, А.В. Бобров, М.Л. Баранов, А.Н. Шляпников, Экспериментальное определение акустических нагрузок при пусках РН «Стрела» и расчетное определение режимов экспериментальной отработки выводимых космических аппаратов. Вестник СГАУ, 2010, с.112-123.
- [48] Мунин А.Г., Квитка В.Е. Авиационная акустика. М.: Машиностроение. 1973. — 448 с..
- [49] Clarkson, B. L. Stresses in skin panels subjected to random acoustic loading. Aeronaut. J.R. Aeronaut. Soc., 1968, 72.
- [50] Панкратов А.И., Врачев А.В., Григорьев А.А., Макаревич В.И., Мозжерова Н.А., Николаев В.С. РДК по проектированию самолетов. Том 3. Книга 4. Выпуск 9. Методика испытания авиационных конструкций при акустическом нагружении. ЦАГИ, Инв. № 1292, 1981 г.
- [51] Голубев А.Ю., Потокин Г.А., Барышева Д.В. Определение акустических нагрузок на элементы механизации МС-21 в условиях наземных гонок. Тезисы докладов Шестой открытой Всероссийской (XVIII научно-технической) конференции по аэроакустике. 2019. С. 232.
- [52] Авиационные правила. Нормы летной годности самолетов транспортной категории, 2014. Часть 25.
- [53] Abaqus Users Manual, Version 6.12, Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI.
- [54] С.В. Дубинский, Ф.С. Севастьянов, А.Ю. Голубев, С.Л. Денисов, В.М.

- Костенко, И.А. Жаренов *Расчетно-экспериментальное исследование влияния виброакустических нагрузок на прочность композитного соединения*, *Акустический журнал*, 2019, том 65, № 4, с. 460–470.
- [55] С.В. Дубинский, Ф.С. Севастьянов, В.М. Костенко, С.Л. Денисов. *Исследование влияния ударных повреждений на усталостные характеристики композитного соединения «обшивка-стрингер» в условиях виброакустического нагружения*. *Акустический журнал*, 2023. том 69, №2.
- [56] R. S. Langley ‘*A Dynamic Stiffness Technique for the Vibration Analysis of Stiffened Shell Structures*’, *Journal of Sound and Vibration* 156, 521-540, 1992.
- [57] 8. R.S. Langley ‘*On the Forced Response of One-Dimensional Periodic Structures: Vibration Localization by Damping*’, *Journal of Sound and Vibration* 178,411-428, 1994.
- [58] Wilkinson, J. H., *The Algebraic Eigenvalue Problem*, Oxford University Press, Oxford, 1965.
- [59] Grimes, R. G., J. G. Lewis, and H. D. Simon, “*A Shifted Block Lanczos Algorithm for Solving Sparse Symmetric Generalized Eigenproblems*,” *SIAM Journal on Matrix Analysis and Applications*, vol. 15, pp. 228–272, 1994.
- [60] Clough, R. W., and J. Penzien, *Dynamics of Structures*, McGraw-Hill, New York, 1975.
- [61] Hurty, W. C., and M. F. Rubinstein, *Dynamics of Structures*, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1964.
- [62] Thompson, C. J., *Classical Equilibrium Statistical Mechanics*, Oxford University Press, New York, 1988.
- [63] Alciatore, David G. (2007). *Introduction to Mechatronics and Measurement Systems (3rd ed.)*. McGraw Hill. ISBN 978-0-07-296305-2.
- [64] С. В. Дубинский, Ф. С. Севастьянов, А. Ю. Голубев, С. Л. Денисов, В. М. Костенко и И. А. Жарёнов, *Исследование характеристик прочности и долговечности композитных авиаконструкций при виброакустическом*

- нагрузении. Тезисы докладов Шестой открытой Всероссийской (XVIII научно-технической) конференции по аэроакустике. 2019. С. 227.
- [65] *ESDU Committee, Methods of Testing for Endurance of Structural Elements Using Simulated Acoustic Loading, London, ESDU 93027, UK, 1993.*
- [66] *Барышева Д.В., Никитин Е.А., Ким Н.В. Расчетно-экспериментальный комплекс работ по демонстрации соответствия конструкции самолета требованиям акустической прочности. Тезисы докладов XX научно-технической конференции по аэроакустике. 2023. С. 231-232..*
- [67] *Д. Барышева, Н. Ким и Е. Никитин, Программный комплекс для анализа отклика тонкостенных конструкций на акустическое воздействие на основе метода конечных элементов, Новые материалы и технологии в ракетно-космической, авиационной и других высокотехнологичных отраслях промышленности. сборник материалов 16-й молодежной конференции. Москва, 2020. С. 28-31.*
- [68] *Turan Dirlik, Application of computers in fatigue analysis, January 1985, University of Warwick Coventry, England.*

ПРИЛОЖЕНИЕ А.

ПРОГРАММА И МЕТОДИКА УСТАЛОСТНЫХ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИТНЫХ Т- ОБРАЗЦОВ

1 Общие положения

1.1 Наименование и обозначение образца продукции - "Т-образец" (далее – образец).

1.2 Цель испытаний

- получение экспериментальных данных по усталостным характеристикам образцов при вибрационном нагружении;
- экспериментальное определение изменения параметров динамического отклика и характеристик образцов в процессе усталостных испытаний.

1.3 Условия предъявления образца на испытания

1.3.1 Испытания проводятся на 10-ти образцах.

1.3.2 Порядок отбора образцов

Образец для испытаний представляет собой участок обшивки с подкрепляющим элементом (стрингером), выполненные из композитных материалов.

Конструктивные особенности обшивки и подкрепляющего элемента, материалы, схемы укладки слоёв, типы покрытий и т.п. должны быть такими же, как и в натурной конструкции.

Основные технологические особенности изготовления образца испытаний и соответствующего участка натурной конструкции должны быть по возможности идентичными. Требования к изготовлению образцов должны соответствовать требованиям серийного (опытного) производства соответствующей натурной конструкции.

Эскиз образца испытаний и его номинальные размеры приведены на рисунке А.1. Все отклонения от требований к размерам образца должны быть зафиксированы в Протоколе испытаний.

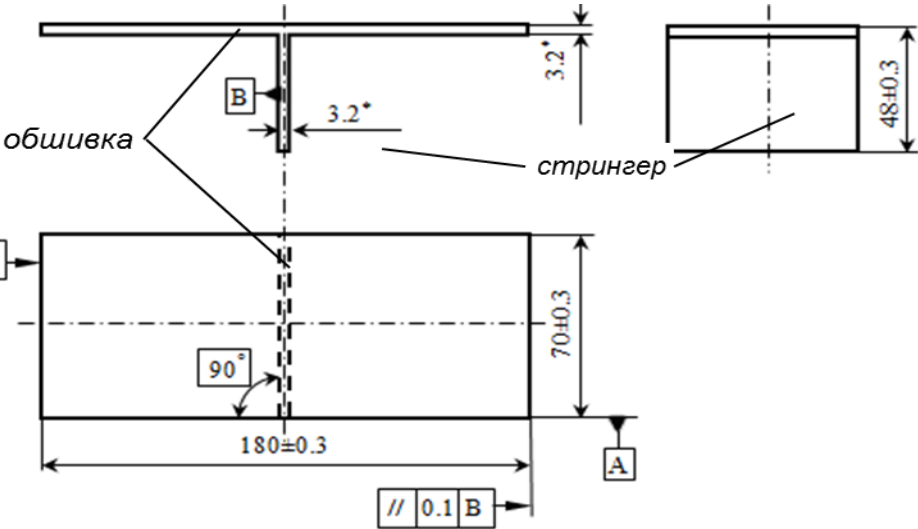


Рисунок А.1 – Образец для испытаний

Образцы вырезаются из композитных трёхстрингерных панелей. Схема раскроя панели приведена на чертеже ТП.18.001.Э/РО (Приложение Б).

Панель изготовлена из двух типов препрегов:

- углепластик HexPly M21/34%/UD194/ИМА (верхний индекс в схеме укладки - «у»);
- стеклопластик HexPly M21/45%/120 (верхний индекс - «с»).

В корне ребра установлен жгут из углеленты M21/34%/UD194/IMA.

Укладка слоев (всего $n_c=18$ слоев):

$$\left[0^{\circ c}, +45^{\circ y}, -45^{\circ y}, 0^{\circ y}, 90^{\circ y}, 0_2^{\circ y}, +45^{\circ y}, -45^{\circ y}\right]_s.$$

Номинальная толщина слоя:

- $\delta_{I_n}^y=0,184$ мм для М21/34%/UD194/ІМА
- $\delta_{I_n}^c=0,115$ мм для М21/45%/120.

Номинальная толщина панели $t_n=3,174$ мм. Сечение панели и укладка представлена на рисунке А.2.

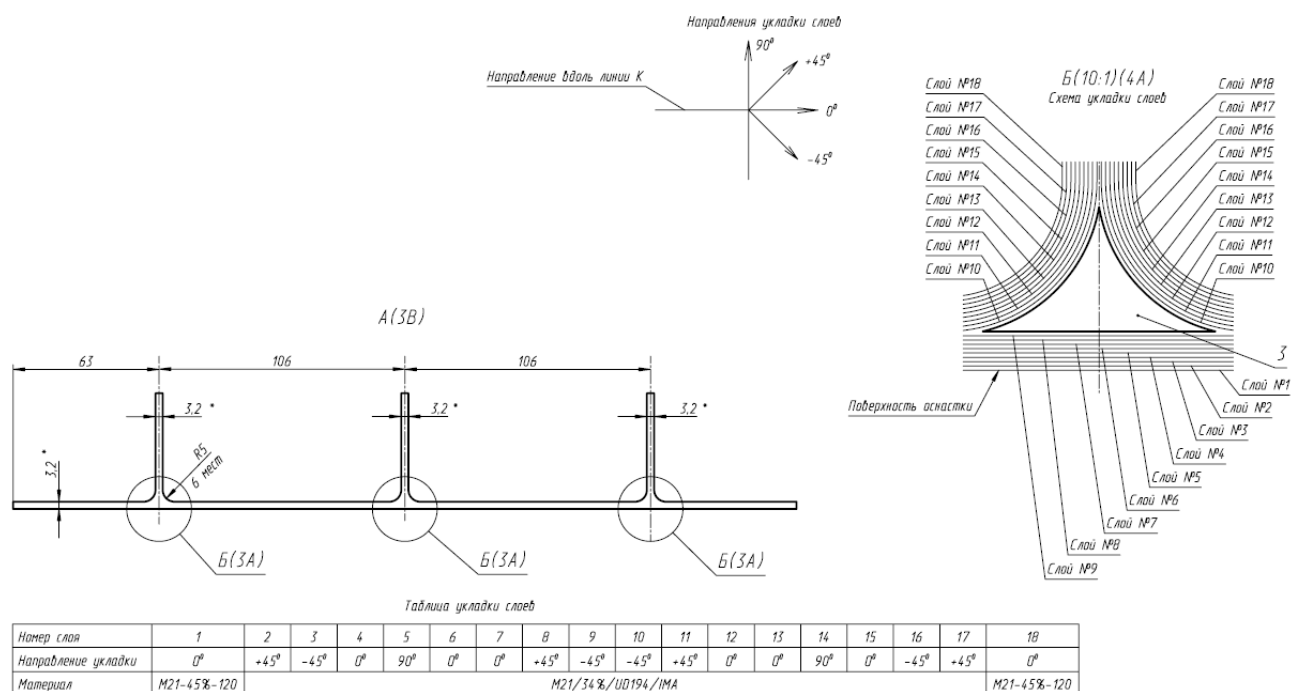


Рисунок А.2 – Сечение исходной панели и укладка слоев

Механическую обработку образцов выполнять, руководствуясь рекомендациями ТР 1.4.1773-87. При обработке использовать приемы, исключающие образование зазубрин, подрезов, грубых, неровных поверхностей, а также расслаивание.

Обработанные торцы образца должны быть плоскими; образуемые ими контуры должны находиться в пределах допусков параллельности и перпендикулярности, наряду с ограничениями их шероховатости. В Протоколе испытаний указать методы и режимы резки и обработки поверхностей испытываемых образцов.

Изготовленные образцы маркировать в двух местах (на внешней и внутренней поверхности обшивки) номером партии и порядковым номером образца в партии. Маркировка должна позволять отличать образцы друг от друга и указывать на их происхождение, а также идентифицировать их по условиям ранее проведенных испытаний. Маркировка не должна влиять на выполнение и результат испытаний, и сама при этом не должна повреждаться.

1.3.3 Образец испытаний предъявляется на испытания в следующей комплектности:

образец испытаний;

комплект документации.

1.3.4 Образец испытаний предъявляется на испытания в сопровождении следующих документов:

- настоящая Программа и методика испытаний;
- чертёж образца испытаний и схема раскроя ТП.18.001.Э/РО;
- акт входного дефектоскопического контроля образца испытаний;
- акт входного контроля геометрических размеров образца;
- протокол (отчёт) с результатами ранее проведённых испытаний.

2 Общие требования к условиям, обеспечению и проведению испытаний

2.1 Место проведения испытаний

Испытания проводятся на базе Государственного научного центра Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ»).

Испытания по настоящей Программе проводятся в лаборатории № 18-02 Испытательного центра «Прочность» ФГУП «ЦАГИ». Аттестат аккредитации испытательного центра № ИЛ-009 от 02 октября 2017 г. приведен в Приложении Г.

2.2 Требования к средствам проведения испытаний

2.2.1 Усталостные испытания могут проводиться на универсальных вибрационных стендах электродинамического типа. Вибростенд должен позволять воспроизводить синусоидальное и случайное вибрационное воздействие на образец испытаний.

2.2.2 Стенд должен быть оснащен средствами задания и регистрации, позволяющими формировать сигналы задания на усилитель вибростенда в виде случайного процесса в заданной полосе частот, поддерживать требуемый уровень воздействия, контролировать и регистрировать параметры нагружения в течение всего процесса испытаний.

2.2.3 При проведении испытаний должны проводиться измерения

виброускорений и деформаций.

Для измерения вибраций должны использоваться методы и средства виброметрии, например основанные на применении вибропреобразователей (вибродатчиков) пьезоэлектрического типа.

Для измерения деформаций должны использоваться методы и средства тензометрии, например метод, основанный на применении тензорезисторов (тензодатчиков).

2.2.4 При проведении испытаний технические средства следует выбирать из необходимости обеспечения допустимых отклонений параметров испытательного режима в течение всего времени испытаний, которые в контрольной точке не должны превышать:

- по частоте вибрации $\pm 1 \%$
- по среднеквадратичному значению ускорения $\pm 10 \%$;
- по среднеквадратичному значению деформаций $\pm 10 \%$;
- по времени $\pm 10 \%$.

2.2.5 Измеряемые параметры должны быть в пределах от 0.2 до 0.8 выбранного диапазона измерений.

2.2.6 Приспособление для установки образца на вибростенд должно обеспечивать его надёжное крепление. Усилие, с которым образец зажимается в приспособлении, должно быть такой величины, чтобы не вызывать разрушения образцов, но при этом и не позволять им смещаться в приспособлении при нагружении.

2.2.7 Испытания одной партии образцов не должны прерываться регламентными работами на используемом оборудовании.

2.2.8 Каждая партия образцов должна быть испытана при одних и тех же технологических условиях настройки испытательного оборудования и технологического оснащения.

2.2.9 Для измерения геометрических размеров образцов использовать микрометры (ГОСТ 6507) и штангенциркули (ГОСТ 166).

Для измерения толщины образца необходимо использовать микрометр со

сферическими губками диаметром от 4 до 6 мм. Диапазон измерения - от 0 до 25 мм, точность - до $\pm 0,01$ мм.

Для измерений длины и других размеров образца использовать штангенциркуль с диапазоном измерения от 0 до 300 мм и точностью до $\pm 0,05$ мм.

2.2.10 Средства измерений, подлежащие государственному метрологическому контролю и надзору, должны быть поверены по ПР 50.2.006, а не подлежащие государственному метрологическому контролю и надзору – калиброваны по ПР 50.2.016 или поверены.

2.2.11 Испытательное оборудование должно быть аттестовано по ГОСТ Р 8.568.

2.2.12 Перечень необходимых средств проведения испытаний приведён в Приложении Д.

2.2.13 Допускается замена средств измерения и испытания другими, имеющими метрологические характеристики не хуже указанных.

2.2.14 Общая схема подключения оборудования приведена на рисунке А.3:

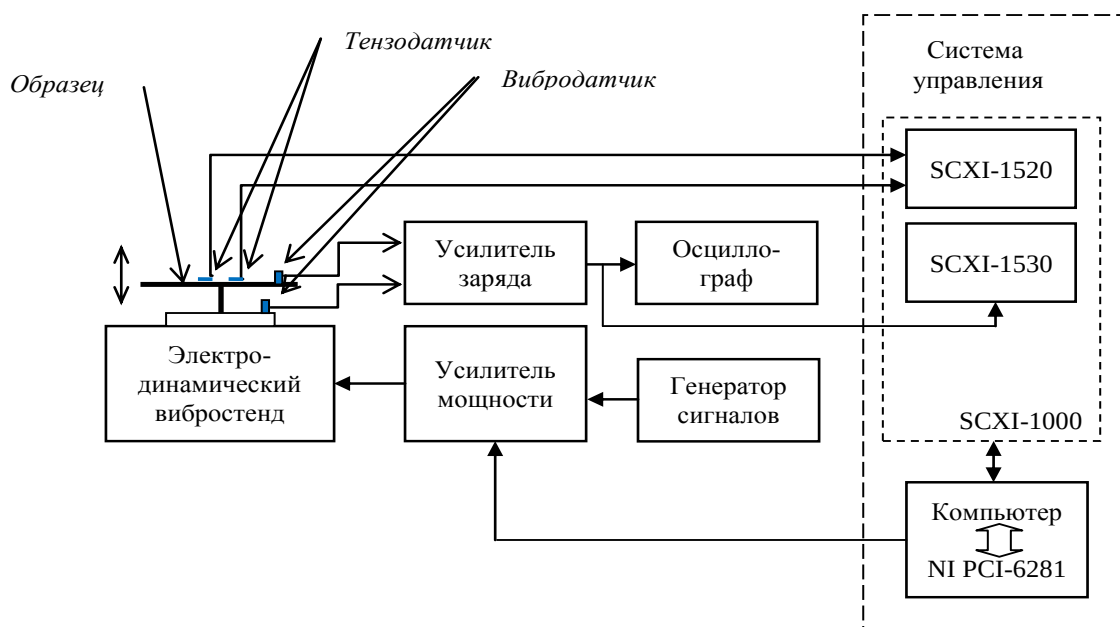


Рисунок А.3 – Блок-схема подключения испытательного оборудования

2.3 Требования к условиям проведения испытаний

Испытания должны проводиться в нормальных климатических условиях

при стандартной лабораторной атмосфере по ГОСТ 12423-2013:

температура окружающего воздуха, °С	23 ± 2
относительная влажность воздуха, %	50 ± 5
атмосферное давление, кПа	от 84 до 106.7

2.4 Требования к подготовке образца испытаний.

2.4.1 Образец испытаний должен пройти входной контроль, включающий в себя проверку на соответствие требованиям конструкторской документации и дефектоскопический осмотр, по результатам которых оформляется Акт входного контроля.

2.4.2 Образец испытаний препарируется 4-мя тензодатчиками, устанавливаемыми в зоне максимальных деформаций. Кроме того, для исследований вибрационного отклика образцов на некоторые из них могут устанавливаться 2 вибродатчика. Для измерения параметров вибрационного воздействия один вибродатчик устанавливается на стол вибростенда вблизи одной из точек крепления монтажного приспособления. Схема размещения измерительных датчиков приведена на рисунке А.4:

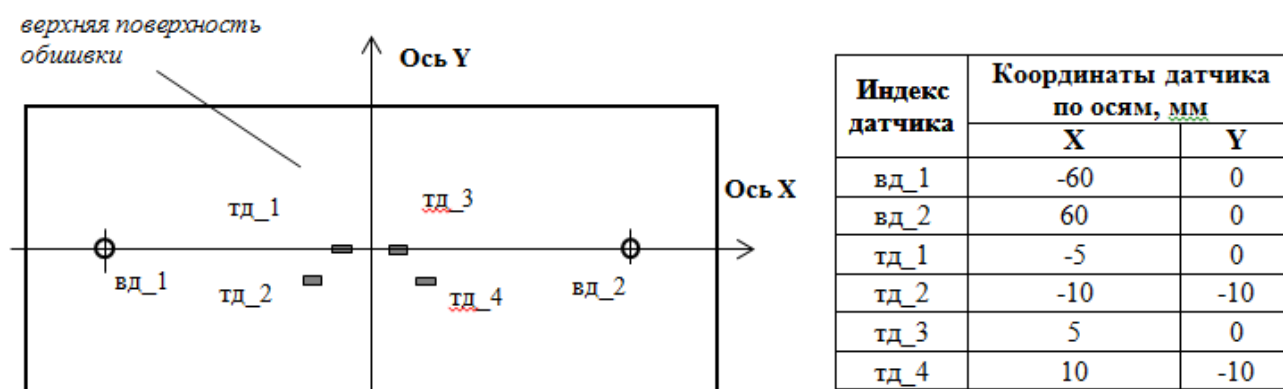


Рисунок А.4 – Схема размещения измерительных датчиков на образце

2.4.3 При необходимости, для достижения требуемых уровней деформаций в контрольных точках допускается устанавливать дополнительные грузы на краях обшивки образца испытаний. Вес грузов подбирается экспериментально, исходя из требования, что он должен быть минимальным, но достаточным, для достижения требуемого уровня деформаций при работе вибростенда

пределах своих возможностей. Схема установки грузов на образце приведена на рисунке А.5:

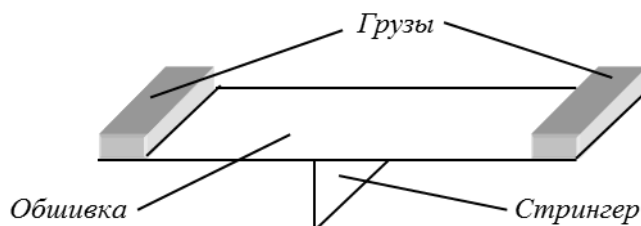


Рисунок А.5 – Схема установки дополнительных грузов на образце

2.4.4 Условия кондиционирования образцов перед испытаниями не регламентируются, и образцы считаются готовыми к испытаниям в состоянии поставки.

2.5 Требования к персоналу, осуществляющему подготовку к испытаниям и испытания.

2.5.1 К работам по проведению испытаний допускаются лица с техническим образованием, изучившие инструкции по эксплуатации используемого оборудования и имеющие опыт практической работы по проведению вибрационных испытаний.

2.5.2 Персонал, участвующий в испытаниях, должен пройти инструктаж по охране труда и пожарной безопасности, с записью в журнал.

2.5.3 Персонал, обслуживающий используемое оборудование должен быть аттестован на право работы с напряжением до 1000 В.

3 Требования безопасности

3.1 При подготовке и проведении испытаний должны соблюдаться требования Инструкции по технике безопасности при работе на электродинамических вибростендах № 18-03-17, а также иных инструкций по охране труда и технике безопасности, действующих в ФГУП «ЦАГИ», а также требования безопасности, установленные в эксплуатационной документации на используемое оборудование.

3.2 При проведении испытаний необходимо соблюдать требования ГОСТ 12.1.019-2009, ГОСТ 12.1.030-81 и руководствоваться «Правилами технической эксплуатации электроустановок потребителей», введенными приказом Минэнерго РФ от 13.01.2003 г., и «Правилами по охране труда при эксплуатации электроустановок», утвержденные приказом Министерства труда и социальной защиты № 328н от 24.07.2013 г.

3.3 Условия и организация работ с ПЭВМ, входящих в состав используемого оборудования, должны удовлетворять требованиям СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03.

4 Программа испытаний

Перечень испытаний (проверок), выполняемых в рамках настоящей Программы приведён в таблице А.1:

Таблица А.1 – Перечень испытаний (проверок)

Пункт программы испытаний	Вид испытаний (проверок)	Пункт методики
4.1	Проверка технической документации на соответствие установленной комплектности и оценка её качества	6.1
4.2	Проверка соответствия образца испытаний конструкторской документации	6.2
4.3	Проверка выполнения требований по безопасности	6.3
4.4	Контроль условий проведения испытаний	6.5
4.5	Определение 1-й резонансной частоты образца	6.6
4.6	Определение логарифмического декремента затуханий	6.7
4.7	Определение параметров отклика образца на случайное вибрационное воздействие	6.8
4.8	Усталостные испытания при вибрационном воздействии	6.9

5 Режимы испытаний

5.1 Испытания проводятся в следующем порядке:

- Определение 1-й резонансной частоты колебаний образца до усталостных испытаний.
- Определение логарифмического декремента колебаний до усталостных испытаний.
- Исследование параметров отклика образца на случайное вибрационное воздействие (для одного из образцов)
- Усталостные испытания
- Определение 1-й резонансной частоты колебаний образца после усталостных испытаний.
- Определение логарифмического декремента колебаний после усталостных испытаний.
- Выходной дефектоскопический контроль образца

5.2 При проведении испытаний образец подвергается вибрационному воздействию, создаваемому электродинамическим вибростендом. Образец фиксируется за стрингер в монтажном приспособлении, установленном на столе вибростенда. Общая схема нагружения образца при испытаниях приведена на рисунке А.6:

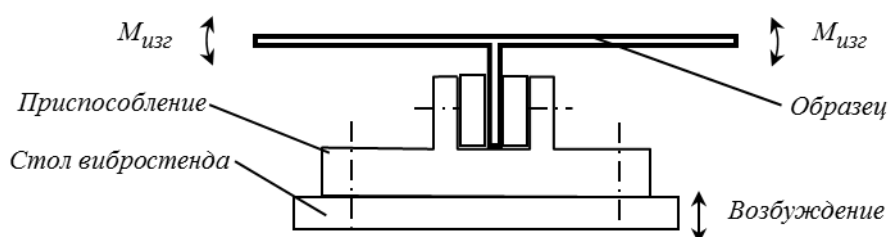


Рисунок А.6 – Схема нагружения образца при испытаниях

5.3 Определение 1-й резонансной частоты

Данные испытания проводятся при воздействии на образец синусоидальной вибрации с плавно изменяющейся частотой в диапазоне от 50 до 500 Гц. Максимальная амплитуда виброускорения на столе вибростенда при испытаниях не должна превышать 1 g.

5.4 Определение логарифмического декремента колебаний

Декремент колебаний определяется по сигналам свободных затухающих колебаний, полученных с измерительных датчиков, после воздействия на образец однократного удара.

Удар воспроизводится путем подачи на вибростенд полусинусоидального импульса. Длительность воздействия импульса составляет $\sim 2 \div 5$ мс. Уровень воздействия импульса определяется экспериментально, исходя из условия, что пиковое значение деформации при ударе не превышает половины уровня деформаций, на котором производятся усталостные испытания образца. Ориентировочно, пиковое значение ускорения на столе вибростенда составляет $\sim 10 \div 20$ g.

5.5 Исследование параметров отклика образца на случайное вибрационное воздействие проводится при воздействии на образец широкополосной случайной вибрации на нескольких уровнях нагружения. Ширина полосы частот сигнала составляет 1500 Гц в диапазоне от 50 до 1550 Гц. Среднеквадратичные уровни вибрации на столе вибростенда составляют $\sim 4, 6, 8, 12$ g. Длительность воздействия на каждом уровне составляет ~ 20 секунд.

5.6 Усталостные испытания проводятся при узкополосном случайном вибрационном возбуждении, представляющим собой случайный процесс с равномерной спектральной плотностью в заданной полосе частот. Ширина полосы выбирается равной 30 Гц со средней частотой, соответствующей 1-й резонансной частоте колебаний образца, определяемой по п. 5.3.

Среднеквадратическое значение воздействующего виброускорения при усталостных испытаниях устанавливается исходя из требования достижения заданного среднеквадратического значения деформации в контрольной точке для соответствующего уровня нагружения.

Для построения кривой усталости испытания проводят не менее, чем на четырёх уровнях деформаций. База испытаний составляет 10^8 циклов.

5.7 Ограничения и другие указания, которые необходимо выполнять на всех или на отдельных режимах испытаний.

Испытания прекращаются в случаях:

- достижения заданной базы испытаний;
- появления видимых повреждений образца испытаний;
- снижения частоты резонанса образца более чем на 2 %.

5.8 Условия перерыва, аннулирования и возобновления испытаний на всех или на отдельных режимах.

Испытания приостанавливаются в следующих случаях:

- несоответствие условий проведения испытаний требованиям настоящей Программы;
- возникновение опасности для персонала, проводящего испытания;
- выход из строя оборудования и/или средств измерений, используемых при испытаниях.

Испытания возобновляются при установлении и последующем устранении причин, вызвавших их остановку.

6 Методы испытаний

6.1 Проверка по п. 4.1 Программы выполняется следующим образом:

Проверяется соответствие технической документации на образец испытаний комплектности, приведённой в п. 1.3.4 Программы, а качество документации – нормативным требованиям к построению, изложению и оформлению.

При отрицательных результатах проверки, проведение испытаний приостанавливается до устранения недостатков.

6.2 Проверка по п. 4.2 Программы выполняется следующим образом:

Перед испытаниями измерить геометрические размеры образца. Все отклонения от требований чертежа ТП.18.001.Э/РО на образец должны быть зафиксированы в протоколе испытаний.

Образец считается выдержавшим проверку и допускается к испытаниям, если он соответствует конструкторской документации и требованиям п. 2.4 настоящей программы испытаний.

6.3 Проверка по п. 4.3 Программы выполняется следующим образом:

6.3.1 Проверить наличие оформленных в установленном порядке актов (протоколов, заключений) по результатам проверок на соответствие требованиям безопасности, включая требования к заземлению, электрической изоляции и средствам пожаротушения.

6.3.2 Проверить наличие действующих инструкций по технике безопасности при выполнении работ на вибростенде и инструкций по пожарной безопасности.

6.3.3 Проверить ведение журналов о проведённых инструктажах персонала по технике безопасности и пожарной безопасности.

При отрицательных результатах проверки, проведение испытаний приостанавливается до устранения недостатков.

6.4 Выполнить подготовку к проведению испытаний

6.4.1 Образец установить в монтажное приспособление на столе вибростенда. При фиксировании образца в приспособлении следить за тем, чтобы поверхность обшивки была расположена горизонтально. Образец зажать с усилием такой величины, чтобы не вызывать его разрушения в области зажима и не позволять ему смещаться в приспособлении при нагружении.

6.4.2 Установить на столе вибростенда вблизи одной из точек крепления монтажного приспособления вибродатчик для контроля уровня вибрационного воздействия.

6.4.3 Подключить датчики, установленные на образце и столе вибростенда к системе управления согласно схеме, приведённой на рисунке 3.

6.5 Контроль по п. 4.3 Программы выполняется следующим образом:

Измерить параметры, характеризующие условия проведения испытаний, в том числе: атмосферное давление, температуру, влажность окружающего воздуха.

Результаты контроля считать положительными, если условия проведения испытаний соответствуют требованиям, установленным в пункте 2.3 настоящей

Программы. Значение параметров окружающей среды занести в протокол испытаний.

6.6 Испытание по п. 4.5 Программы выполняется следующим образом:

6.6.1 Метод определения значения 1-й резонансной частоты колебаний образца основан на возбуждении образца синусоидальным сигналом постоянного уровня при сканировании заданного диапазона частот. При этом осуществляется контроль сигналов возбуждения и отклика, поступающих от датчиков, установленных, соответственно, на столе вибростенда и образце. Достижение частоты резонанса определяется по нарастанию уровня сигнала отклика и сдвигу фаз между сигналами возбуждения и отклика.

6.6.2 Выполнить поиск резонанса следующим образом:

- Подключить вход усилителя мощности вибростенда к выходу генератора сигналов.

- Подключить к одному из входов осциллографа сигнал вибродатчика, установленного на столе вибростенда, а ко второму – сигнал вибродатчика (или тензодатчика), размещённого на образце.

- Подать на усилитель вибростенда сигнал задания с частотой 50 Гц от генератора сигналов и установить по вибродатчику на столе вибростенда уровень возбуждения, соответствующий амплитудному значению ускорения $\sim 1 \text{ g}$.

- Плавно повышать частоту сигнала задания до проявления 1-го резонанса. Наличие резонанса установить по резкому нарастанию сигнала отклика и по сдвигу фаз между ним и сигналом возбуждения на фазовый угол $\frac{\pi}{2}$.

- После того, как резонанс зафиксирован, определить частоту колебаний по частотной шкале генератора сигналов. Значение 1-й резонансной частоты колебаний занести в протокол испытаний.

6.7 Испытание по п. 4.6 Программы выполняется следующим образом:

6.7.1 Метод определения логарифмического декремента затухания основан на получении соотношения амплитуд свободных затухающих колебаний за

интервал времени, кратный периоду колебаний. Для возбуждения колебаний образца на него осуществляется ударное воздействие в виде импульса полусинусоидальной формы заданной длительности. Вызванные воздействием колебания регистрируются в виде сигналов с измерительных датчиков для последующей обработки.

6.7.2 Порядок проведения испытаний:

- Подключить вход усилителя мощности вибростенда к выходу системы автоматического управления.
- Установить в качестве выходного сигнала системы – импульс длительностью $2 \div 5$ мс и уровнем выхода $\sim 1 \div 1.5$ В (пик).
- Установить скорость опроса входных сигналов 10000 точек/с, и длительность сбора данных $\sim 0.5 \div 1$ с.
- Установить начальное положение ручки управления выходом усилителя мощности вибростенда в минимальное положение.
- Отрегулировать уровень выхода усилителя, проведя несколько пробных ударов, добиваясь отчётливой картины затухающих колебаний по измерительным датчикам. Амплитудное значение деформаций при этом не должно превышать половины уровня деформаций, при котором производятся усталостные испытания данного образца.
- Зарегистрировать сигналы затухающих колебаний с измерительных датчиков.
- Произвести обработку сигналов в соответствии со следующей формулой (А.1):

$$\lambda = \frac{1}{n} \ln \frac{A_0}{A_n}, \quad (\text{А.1})$$

где:

- λ – логарифмический декремент колебаний;
- A_0 – амплитуда колебаний в произвольный момент времени t ;
- A_n – амплитуда через n циклов колебаний в момент $(t+n*T)$,

где T - период колебаний.

6.8 Испытание по п. 4.7 Программы выполняется следующим образом:

6.8.1 Испытания заключаются в определении среднеквадратических уровней и спектров сигналов измерительных датчиков, установленных на образце при различных уровнях вибрационного воздействия. Вибрационное воздействие представляет собой широкополосный сигнал с равномерной спектральной плотностью в заданном диапазоне частот.

6.8.2 Испытания по п. 4.7 Программы проводятся для одного из образцов партии.

6.8.3 Порядок проведения испытаний:

- Подключить вход усилителя мощности вибростенда к выходу системы автоматического управления.
- Установить в качестве выходного сигнала системы – случайный сигнал в полосе от 50 до 1550 Гц с уровнем спектральной плотности $0.1 \text{ г}^2/\text{Гц}$.
- Установить скорость опроса входных сигналов 10000 точек/с, и длительность сбора данных 10 с.
- Установить начальное положение ручки управления выходом усилителя мощности вибростенда в минимальное положение.
- Последовательно, повышая мощность выхода усилителя установить следующие среднеквадратические значения ускорений по вибродатчику на столе вибростенда: ~4, 6, 8, 12 г. Зарегистрировать среднеквадратичные значения и спектры сигналов на каждом из указанных уровней.
- Занести результаты измерений в протокол испытаний.

6.9 Испытание по п. 4.8 Программы выполняется следующим образом:

6.9.1 Метод основан на проведении испытаний образцов на усталость при воздействии узкополосного случайного сигнала с заданной шириной полосы и центральной частотой, соответствующей 1-й резонансной частоте, определённой по п. 4.5 программы испытаний. Для каждого образца уровень воздействия определяется из условия достижения в контрольной точке заданного среднеквадратичного значений деформаций.

Рекомендуется, чтобы число уровней деформации для построения кривой усталости до базы испытаний 10^8 было не менее четырёх. В свою очередь, число образцов для одного уровня должно быть не менее четырёх на высоких и шести образцов на низких уровнях деформаций.

Испытания проводятся до достижения заданной базы испытаний, или до момента падения 1-й резонансной частоты более чем на 2% от исходного значения, или до появления видимых повреждений.

Испытания проводятся, начиная с более высокого уровня деформаций.

В процессе испытаний контролируются:

- среднеквадратичные уровни сигналов измерительных датчиков;
- спектры сигналов измерительных датчиков;
- значение резонансной частоты.

За значение резонансной частоты принимается частота максимального пика в спектре датчика, установленного в контрольной точке.

Среднеквадратичные значения деформаций, ширина полосы вибрационного воздействия, начальное и конечное значения резонансной частоты, число циклов нагружения, места и характер повреждения образца вносятся в протокол испытаний.

По результатам испытаний партии образцов методом наименьших квадратов определяются средние значения параметров степенного уравнения кривой усталости.

6.9.2 Порядок проведения испытаний:

- Подключить вход усилителя мощности вибростенда к выходу системы автоматического управления.
- Установить в качестве выходного сигнала системы узкополосный сигнал с шириной полосы 30 Гц. Установить для указанной полосы значение центральной частоты равным значению 1-й резонансной частоты, определённой по п. 4.5 программы испытаний.
- Установить скорость опроса входных сигналов 10000 точек/с, и длительность сбора данных 10 с.

– Установить параметры оценки спектра сигналов, обеспечивающие разрешение по частоте не хуже 1% от значения 1-й резонансной частоты, определённой по п. 4.5 программы испытаний.

– Отрегулировать выходной сигнал системы для достижения заданного уровня деформаций по показаниям выбранного контрольного датчика.

– Запустить отсчёт времени испытаний.

– В процессе испытаний с заданным интервалом времени ($\sim 20 \div 30$ с) регистрировать следующие параметры:

- среднеквадратичные уровни сигналов измерительных датчиков;
- спектры сигналов измерительных датчиков;
- значение резонансной частоты.

– В процессе испытаний контролировать изменение 1-й резонансной частоты относительно исходного значения.

– Прекратить испытания в случаях:

- достижения заданной базы испытаний;
- снижения 1-й резонансной частоты более чем на 2% относительно исходного значения;
- выявления видимых повреждений образца.

6.9.3 При наличии достаточного количества данных провести построение кривой усталости, соответствующей вероятности разрушения 50%. Кривая усталости аппроксимируется степенной функцией (A0.2):

$$N = \left(\frac{C}{\varepsilon} \right)^m, \quad (A.2)$$

где:

N – долговечность (циклы);

ε – среднеквадратичное значение деформации;

m – показатель степени кривой усталости;

C – экспериментальная константа.

Параметры кривой усталости внести в протокол испытаний.

7 Отчётность

По результатам испытаний выпускается протокол испытаний, форма которого приведена в Приложении Е.

Протокол включает следующие сведения:

- Ссылка на настоящую Программу и методику испытаний.
- Марка ПКМ, формула укладки, источник поступления материала, номинальная толщина слоя, ссылка на технические условия и на паспорт материала.
- Изготовитель образцов для испытаний и дата их изготовления.
- Дата испытаний.
- Образцы: метод отбора, геометрия, методы и режимы резки и обработки поверхностей образцов, схема и способ маркировки.
- Количество испытанных образцов (количество отбракованных образцов и причины их отбраковки).
- Параметры и результаты кондиционирования; условия пребывания образцов до усталостных испытаний.
- Средства испытаний.
- Относительная влажность и температура воздуха в испытательной лаборатории.
- Условия испытаний, заданные режимы нагружения (порядок проведения испытаний, вид сигнала задания, параметры нагрузки).
- Точность поддержания уровня нагружения.
- Долговечность до достижения принятого критерия разрушения каждого образца, формы разрушений, выявленные у каждого образца, фотографии.
- Параметры кривой усталости.
- Отклонения от требований настоящей Программы и методики испытаний.
- Фамилии и должность персонала, проводившего испытания.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б.

АКТЫ ВНЕДРЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по учебной работе
Московского Авиационного Института

Д. А. Козорез

2024 г.

АКТ



О внедрении результатов диссертации Севастьянова Филиппа Сергеевича на соискание учёной степени кандидата технических наук «Исследование процессов развития повреждений в силовых элементах авиационных конструкций из ПКМ при воздействии виброакустических нагрузок» в учебный процесс Московского Авиационного Института

Настоящим актом подтверждаем, что в учебный процесс внедрены следующие результаты диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук Севастьянова Филиппа Сергеевича:

1. Расчётно-экспериментальный подход для исследования механики разрушения авиационных конструкций из ПКМ, подверженных виброакустическим нагрузкам, используемый для обоснования акустической прочности композитной силовой конструкции самолёта.
2. Методы математического моделирования для оценки динамического отклика композитной силовой конструкции на случайное широкополосное виброакустическое нагружение, в том числе с учётом влияния дефектов различных типов и размеров.
3. Экспериментальные данные по усталостным характеристикам и механизмам зарождения и развития повреждений в композитном соединении при виброакустическом нагружении.

Перечисленные научные материалы используются при проведении лекций и семинаров по курсу «Динамика и прочность машин», в научно-исследовательских, курсовых и выпускных квалификационных работах студентов кафедры 902 «Сопротивление материалов, динамика и прочность машин».

И.о. заведующего кафедры 902

Профессор кафедры 902

Г.В. Федотенков

Л.Н. Рабинский

Заместитель генерального
директора по науке,
и.о. начальника центра
прочности ЛА ФАУ «ЦАГИ»

« » 2025 г.

О внедрении результатов диссертационной работы Севастьянова Филиппа Сергеевича «Закономерности развития повреждений в силовых элементах авиационных конструкций из ПКМ при воздействии виброакустических нагрузок», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Научный труд Севастьянова Ф.С. является частью работ по формированию научно-технического задела в направлении разработки новых подходов по обеспечению акустической прочности авиационных конструкций. В работе ФАУ «ЦАГИ» были использованы следующие результаты диссертации Севастьянова Ф.С.:

- 185

широкополосное виброакустическое нагружение, в том числе с учётом влияния дефектов различных типов и размеров.

3. Экспериментальные данные по усталостным характеристикам и механизмам зарождения и развития повреждений в композитном соединении при виброакустическом нагружении.

Результаты включены в научно-технические отчёты ФАУ «ЦАГИ»:

1. Инв. № 1292 ДСП (Шифр «Эволюция», этап 1, 2016 г.);
2. Инв. №18-1303 ДСП (Шифр «Эволюция», этап 4, 2017 г.);
3. Инв. №18-1315 ДСП (Шифр «СДС/СПС-технологии», 2018 г.);
4. Инв. №18-1325 ДСП (Шифр «СДС/СПС-технологии», 2019 г.);
5. Инв. №18-6498 (Шифр «Порыв 2021», 2021 г.).

И.о. начальника НИО-18 ФАУ «ЦАГИ», к.т.н.

А.А. Свиридов

Заместитель начальника НИО-18 ФАУ «ЦАГИ», к.т.н.

А.В. Панков

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель
управляющего директора –
директор Инженерного центра
ПАО «Яковлев»
Гайданский А.И.



«___» _____ 2025 г.

АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы
Севастьянова Филиппа Сергеевича

«Закономерности развития повреждений в силовых элементах авиационных конструкций из ПКМ при воздействии виброакустических нагрузок», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Комиссия в составе заместителя директора инженерного центра по разработке Гвоздевой Г.О., начальника отделения – заместителя главного конструктора по прочности Гусева П.Н., начальника отдела ресурса Барышевой Д.В.

настоящим актом подтверждает внедрение результатов диссертационной работы научного сотрудника ФАУ «ЦАГИ» Севастьянова Ф.С. при выполнении работ по отработке усталостной прочности при акустических нагрузках семейства самолётов МС-21. Предложенные в работе расчётно-экспериментальный подход, методы математического моделирования и результаты анализа экспериментальных данных применялись при разработке программ испытаний и доказательной документации в рамках сертификационных работ по прочности конструкции планера ЛА, выполненных из полимерных композиционных материалов.

Члены комиссии:

Заместитель директора инженерного центра по разработке ПАО «Яковлев»

Гвоздева Г.О.

Начальник отделения – заместитель главного конструктора по прочности ПАО «Яковлев»

Гусев П.Н.

Начальник отдела ресурса ПАО «Яковлев»

Барышева Д.В.