

Федеральное автономное учреждение
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»)

УДК 629.7.017.1:539.43

На правах рукописи



БЕССОНОВ ПАВЕЛ СЕРГЕЕВИЧ

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ АНАЛИЗА НАГРУЖЕНИЯ
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ
УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ**

Специальность 2.5.14 Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
кандидат технических наук,
старший научный сотрудник
Свирский Юрий Анатольевич

Жуковский 2025

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ	4
ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1. Обзор и анализ состояния проблемы	15
1.1 Актуальность, цели и структура исследования	15
1.2 Параметризация эксплуатационного нагружения	19
1.2.1 Параметризация нагружения во временной области	20
1.2.2 Параметризация нагружения в частотной области	24
1.3 Анализ повреждающего воздействия переменных нагрузок	31
1.4 Анализ нагружения в эксплуатации	40
1.4.1 Обоснование выбора архитектур ИНС	43
1.4.2 Анализ опыта применения ИНС для мониторинга нагруженности авиационной техники	50
Выводы	54
Постановка задачи исследования	56
ГЛАВА 2. Разработка алгоритма оценки повреждающего воздействия нагружения на основе спектрального представления данных	57
2.1 Алгоритм оценки долговечности	58
2.1.1 Оценка долговечности во временной области	58
2.1.2 Алгоритм оценки долговечности в частотной области	59
2.2 Анализ алгоритма	61
2.3 Результаты анализа	65
2.4 Особенности обработки нагрузок с «малой» амплитудой	68
Выводы	70
ГЛАВА 3. Разработка алгоритма обработки данных нагружения при усталостных испытаниях образцов из ПКМ	72
3.1 Обнаруженные ограничения методики	72
3.2 Предварительная обработка экспериментальных данных	76

3.2.1 Скользящее среднее	77
3.2.2 Кусочно-линейная аппроксимация	78
3.2.3 Фильтр низких частот	79
3.2.4 Аналитическая аппроксимация	80
3.2.5 Результаты сравнения различных способов обработки данных податливости	83
3.3 Исключение артефактов расчётных значений длины трещины	85
3.4 Автоматизированный алгоритм определения усталостных характеристик	87
3.5 Результаты применения разработанного алгоритма	88
Выводы	91
ГЛАВА 4. Разработка нейросетевых алгоритмов для моделирования нагружения шасси транспортного самолёта по параметрам полёта	93
4.1 Общий подход к оценке нагрузок с помощью ИНС	93
4.2 Исходные данные	95
4.3 Критерии оценки точности ИНС	97
4.4 Особенности технической реализации	98
4.5 Оптимизация набора входных параметров ИНС	100
4.6 Многослойный перцептрон	102
4.7 Рекуррентные ИНС	104
4.7.1 Подготовка исходных данных для обучения	105
4.7.2 Способы построения прогноза	107
4.7.3 Определение оптимальной архитектуры	109
Выводы	111
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	113
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	114
ПРИЛОЖЕНИЕ А Акты внедрения результатов работы	125
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ	128

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

ВПП	—	Взлётно-посадочная полоса
ВС	—	Воздушное судно
ИНС	—	Искусственная нейронная сеть
КДР	—	Кинетическая диаграмма разрушения
ЛА	—	Летательный аппарат
ПКМ	—	Полимерно-композитный материал
СКЗ	—	Среднеквадратичное значение
СПМ	—	Спектр плотности мощности
biGRU	—	Bidirectional Gated Recurrent Unit (Двунаправленный Управляемый рекуррентный блок)
biLSTM	—	Bidirectional Long Short-Term Memory (Двунаправленная Долгая Кратковременная Память)
GRU	—	Gated Recurrent Unit (Управляемый рекуррентный блок)
LSTM	—	Long short-term memory (Долгая Кратковременная Память)
MAPE	—	Mean Absolute Percentage Error (Средняя абсолютная ошибка в процентах)
MLP	—	Multilayer perceptron (Многослойный перцептрон)
MPE	—	Mean Percentage Error (Средняя процентная ошибка)

ВВЕДЕНИЕ

Проблема усталостного разрушения авиационных конструкций сохраняет свою актуальность, что подтверждается постоянным совершенствованием нормативной базы и методов оценки ресурса. Несмотря на значительный прогресс в области материаловедения и проектирования, усталостные повреждения остаются одним из ключевых факторов, ограничивающих срок службы летательных аппаратов (ЛА) и влияющих на экономическую эффективность их эксплуатации.

Современные вызовы авиационной отрасли связаны с необходимостью оптимизации экономических показателей эксплуатации при обеспечении требуемого уровня безопасности полётов. Такая оптимизация может быть достигнута за счёт более полного и обоснованного расходования ресурса авиационной техники, что помимо прочего требует комплексного анализа нагружения конструкции летательных аппаратов на всех этапах их жизненного цикла — от проектирования и сертификации до эксплуатации и списания.

Актуальность темы исследования обоснована необходимостью разработки алгоритмов решения трудоёмких задач анализа нагружения авиационной техники на каждом из этапов назначения и определения степени отработки ресурса, что позволит повысить экономическую эффективность эксплуатации парка авиационной техники при сохранении высокого уровня безопасности полётов.

Степень разработанности темы исследования характеризуется сохраняющейся актуальностью проблемы повышения точности оценки влияния нагрузок на усталостную долговечность авиационных конструкций. Существующая практика назначения ресурса, основанная на консервативных подходах, обеспечивает требуемый уровень безопасности, но не позволяет полностью реализовать ресурсный потенциал конструкций.

Важным аспектом при работе с данными о нагрузках является выделение циклов, являющихся единицами повреждающего воздействия в переменном

нагрузении. Отечественный подход, использующий метод «дождя», формулу Одинга и гипотезу линейного суммирования повреждений, эффективен для временных реализаций. Однако для спектрального представления нагрузок требуются иные подходы. Методы Райса, Дирлика, Райхера и других учёных имеют фундаментальные ограничения, включая невозможность учета асимметрии циклов нагружения. Перспективным направлением является статистическое моделирование методом Монте-Карло, успешно применённое Мюллером и Ченгом для морских конструкций, но требующее адаптации к отечественной авиационной специфике.

Особое значение для повышения экономической эффективности эксплуатации имеет корректное определение расчётных характеристик материалов на этапе развития макроповреждений, что составляет основу концепции эксплуатационной живучести. Для полимерно-композиционных материалов (ПКМ) особую актуальность представляет определение характеристик трещиностойкости по моде II. Методика О'Брайена, Кевина, Джонстона и других исследователей, основанная на анализе циклического нагружения элементарных образцов, не полностью учитывает специфику развития расслоений в отечественных материалах, установленную специалистами ЦАГИ, что вызывает систематические погрешности при определении характеристик трещиностойкости.

Значительный экономический эффект также может быть достигнут за счет внедрения систем поэкземплярного мониторинга нагруженности. Разработанный и запатентованный В.И. Цымбалюком, Т.И. Орловой и А.В. Фроловым подход демонстрирует необходимую точность. Развитием этого подхода может стать внедрение систем на основе искусственного интеллекта. Они позволяют эффективно анализировать большое количество параметров и выявлять сложные нелинейные зависимости. Работы Е.В. Арнаутова и М.Н. Лучинского, а также зарубежных исследователей демонстрируют эффективность данного подхода, однако вопросы оптимизации архитектуры нейронных сетей для анализа нелинейных

процессов нагружения, например, в элементах шасси, остаются недостаточно отработанными.

Выявленные научно-технические проблемы подтверждают необходимость проведения диссертационного исследования в области прогнозирования нагрузок и оценки усталостной долговечности авиационных конструкций. Особую практическую значимость представляет создание специализированного программного обеспечения, которое не только сократит трудоемкость исследований, но и минимизирует влияние человеческого фактора при обработке больших массивов данных и выполнении сложных многопараметрических расчетов.

Цель данной работы заключается в разработке алгоритмов анализа нагружения, используемых при определении усталостной долговечности авиационных конструкций. При этом основное внимание уделено исследованию самолётов транспортной категории. Однако, полученные выводы могут быть обобщены и на летательные аппараты других типов.

Для достижения поставленной цели в работе решены следующие **задачи**:

1. Разработан алгоритм определения значений нагрузок, действующих на шасси самолёта транспортной категории в эксплуатации по данным его аварийного бортового регистратора, основанный на применении искусственного интеллекта.
2. Разработан алгоритм и специальное программное обеспечение анализа циклического нагружения образцов из полимерно-композиционных материалов для определения их усталостных характеристик трещиностойкости по моде сдвига с учётом физической модели развития расщеления под действием циклических нагрузок в образцах из ПКМ.
3. Разработан алгоритм определения усталостной долговечности на основе данных о нагрузках, представленных в частотной области, учитывающий физические модели расчёта сопротивления усталости, используемые во временной области.

Научная новизна состоит в разработке новых алгоритмов решения актуальных задач авиационной отрасли, направленных на повышение экономической эффективности эксплуатации ЛА. В данных подходах используются следующие инновации:

1. Разработаны алгоритмы моделирования нагрузок, действующих на авиационные конструкции, основанные на применении искусственных нейронных сетей к элементам конструкции с нелинейностями, отличающиеся от существующих решений использованием сетей с рекуррентными блоками, позволяющие точнее вести учёт поэкземплярной нагруженности ЛА в эксплуатации.
2. Разработан и апробирован на экспериментальных данных алгоритм и специальное программное обеспечение для определения расчётных характеристик ПКМ по моде сдвига, основанные на анализе нагружения образца в усталостных испытаниях, отличающиеся учётом физических особенностей развития расслоения в образце, позволяющие существенно снизить трудоёмкость обработки экспериментальных данных, необходимых в рамках применения концепции эксплуатационной живучести.
3. Разработан алгоритм определения усталостной долговечности конструкций ЛА по спектральным данным о нагрузках, основанный на статистическом моделировании нагрузок во временной области методом Монте-Карло, отличающийся интеграцией физически обоснованных моделей накопления повреждений, используемых в отечественном авиастроении, позволяющий повысить точность расчётных оценок долговечности по данным о нагрузках, представленных в частотной области.

Теоретическая значимость выполненного исследования определяется вкладом в развитие теоретических подходов, нацеленных на увеличение ресурса авиационной техники.

Практическая значимость заключается в возможности применения разработанных алгоритмов для решения ключевых задач авиационной отрасли:

1. Определение поэкземплярной нагруженности шасси транспортных самолётов в реальных условиях эксплуатации на основе данных штатного аварийного бортового регистратора.
2. Повышение экономической эффективности эксплуатации парка летательных аппаратов за счет перехода от регламентного обслуживания к предиктивной модели, основанной на фактическом накоплении повреждаемости каждого экземпляра.
3. Формирование программ натурных усталостных испытаний авиационных конструкций с учётом воздействий вибро-акустического нагружения и статистических данных о нагруженности ЛА в эксплуатации.
4. Определение усталостных характеристик перспективных слоистых ПКМ по моде сдвига.

Методология и метод исследования основаны на анализе экспериментальных данных, полученных в процессе усталостных испытаний и лётного эксперимента авиационной техники. В работе широко применялись методы статистической обработки результатов, численного моделирования и машинного обучения, в частности: метод Монте-Карло, байесовский поиск, метод градиентного спуска, метод «дождя», преобразования Фурье и др.

Достоверность результатов и выводов подтверждена верификацией с помощью экспериментальных данных, полученных в процессе усталостных испытаний и лётного эксперимента.

На защиту выносятся:

1. Алгоритм и рекомендации для определения нагрузок на опорах шасси транспортного самолёта в эксплуатации при помощи подходов машинного обучения.

2. Алгоритм определения усталостных характеристик трещиностойкости слоистых ПКМ по моде II, учитывающий физические особенности развития расслоений.
3. Алгоритм определения долговечности в частотной области, построенный на основе физических моделей сопротивления усталости по данным о нагружении во временной области, используемых в отечественной авиационной отрасли.

Личный вклад автора. Автор при методической поддержке научного руководителя сформулировал цель и задачи исследования. Самостоятельно провёл усталостные испытания слоистых ПКМ по моде сдвига и выполнил анализ полученных результатов. Лично разработал и протестировал три программы для ЭВМ, реализующие предложенные в работе алгоритмы анализа нагружения и оценки усталостной долговечности. Подготовил и подал заявки на государственную регистрацию созданного программного обеспечения. Совместно с соавторами печатных работ Токарем В.Л. и Бабинцевым А.С. усовершенствовал созданный алгоритм для учёта физических особенностей развития расслоений в ПКМ. С научным руководителем, Баутиным А.А. и Клепцовым В.И. исследовал вопросы мониторинга нагруженности летательных аппаратов, основанного на применении подходов машинного обучения. Автор принимал непосредственное участие в подготовке текстов публикаций и лично готовил материалы докладов на конференциях. Все представленные в работе результаты получены лично автором или при его непосредственном участии.

Соответствие паспорту специальности. Содержание диссертации полностью соответствует направлениям исследований, указанным в паспорте специальности 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов, а именно пунктам 1. Методы определения внешних силовых и тепловых нагрузок, действующих на объекты авиационной, ракетной и космической техники на этапах транспортировки, применения и эксплуатации и 2. Обеспечение прочности объектов авиационной, ракетной и космической техники на основе современных анали-

тических и численных методов, методов натурного и полунатурного моделирования в условиях стационарных и нестационарных внешних воздействий.

Апробация работы. Результаты работы прошли апробацию на международных и всероссийских конференциях. Наиболее значимые из них:

1. 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Science (ICAS 2020/21).
2. XVIII и XIX Всероссийские школы-конференции молодых учёных «Проблемы механики: теория, эксперимент, новые технологии» (ПМ: 2024 и ПМ: 2025).
3. Научно-техническая конференция «Прочность конструкций летательных аппаратов-2022» (ЦАГИ).
4. II Всероссийская научно-практическая конференция «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов» (СибНИА).
5. XX научно-техническая конференция по аэроакустике (ЦАГИ).

Публикации. Основные результаты работы опубликованы в 9 печатных работах. В изданиях, включённых в список ВАК по теме диссертации опубликовано 3 работы:

1. Применение нейросетевых аппроксимационных моделей для задач мониторинга нагруженности элементов авиационных конструкций / А. А. Баутин, П. С. Бессонов, В. И. Клепцов, Ю. А. Свирский // Ученые записки ЦАГИ. 2025. – 2025. – Т. 56, № 2. – С. 121-132. – EDN MWGJEE.
2. Определение действующих нагрузок элементов шасси самолета RRJ-95 с использованием рекуррентной искусственной нейронной сети / А. А. Баутин, П. С. Бессонов, В. И. Клепцов, Ю. А. Свирский // Ученые записки ЦАГИ. 2025. – 2025. – Т. 56, № 3. – С. 77-84. EDN AEPHRZ.
3. Экспериментальное исследование влияния «малых» по амплитуде нагрузок на долговечность стальных элементарных образцов / П. С. Бессонов, А. Л. Медведский, Ю. А. Свирский, А. А. Шульга // Вестник Московского авиационного института. – 2025. – Т. 32, №2 – С. 97-107. EDN OAAEZZ.

Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ. Разработанные в рамках диссертационного исследования алгоритмы реализованы в виде программного обеспечения, которое позволяет минимизировать влияние человеческого фактора при выполнении трудоёмких расчётных операций, а также существенно сократить временные затраты по сравнению с ручными методами расчета. Три программы, разработанные в ходе исследования, зарегистрированы в Федеральной службе по интеллектуальной собственности (Роспатент):

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021661002 Российская Федерация. FatigueLab - Программный комплекс решения задач усталостной прочности : № 2021660079 : заявл. 25.06.2021 : опубл. 05.07.2021 / П. С. Бессонов ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского». – EDN FMHJIM.
2. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025615690 Российская Федерация. «Программа анализа и визуализации результатов усталостных испытаний слоистых композитов по моде сдвига» : заявл. 24.02.2025 : опубл. 06.03.2025 / П. С. Бессонов ; заявитель Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского». – EDN DAWZLR.
3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021619411 Российская Федерация. Программа определения усталостной долговечности металлических конструкций при случайном вибрационно-акустическом нагружении : № 2021618492 : заявл. 02.06.2021 : опубл. 09.06.2021 / П. С. Бессонов. – EDN XSVEOA.

Структура и объём работы. Работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы и приложений. Общий объём работы 130 стр., рисунков 39, таблиц 8, библиографических ссылок 89, приложений 2.

Основное содержание работы.

Во **введении** определено место работы в современных подходах к назначению ресурса авиационной техники и обоснована её актуальность. Сформулированы цель и задачи исследования, раскрыты научная новизна и практическая значимость полученных результатов. Приведены положения, выносимые на защиту, отражающие ключевые научные достижения работы.

В **главе 1** дан аналитический обзор современных методов анализа нагрузок, используемых на ключевых этапах жизненного цикла летательных аппаратов при оценке усталостной долговечности. Проведен анализ существующих подходов, позволивший: выявить недостаточно изученные аспекты анализа нагрузок; определить наиболее актуальные проблемы в данной области; обосновать выбор направлений для собственного исследования. На основании проведенного анализа сформулированы конкретные задачи, решаемые в работе.

В **главе 2** представлен алгоритм прогнозирования усталостной долговечности, сочетающий анализ данных в частотной области с элементами временного подхода, основанный на статистическом моделировании временных реализаций нагружения на основе спектра плотности мощности (СПМ) методом Монте-Карло. Верификация алгоритма на экспериментальных вибро-акустических реализациях и синтезированных модельных данных показала его практическую применимость в рамках методологии оценки усталостной прочности, принятой в отечественной авиационной отрасли.

В **главе 3** разработан алгоритм и специальное программное обеспечение анализа циклического нагружения образцов из полимерно-композиционных материалов для определения их усталостных характеристик трещиностойкости по моде сдвига. Базовая методика усовершенствована для учёта эффектов, приводящих к искажению закономерностей роста трещины в образце и не рассмотренных в предыдущих публикациях. Представлены результаты применения алгоритма к группам образцов, отличающихся толщиной и способом инициации расслоения.

В главе 4 приведены результаты исследования применения подходов машинного обучения для прогнозирования вертикальных усилий на опорах шасси транспортного самолёта по данным его штатного бортового регистратора. В рамках решаемых задач установлено преимущество архитектур двунаправленных рекуррентных сетей (RNN) перед сетями прямого распространения. Приведены рекомендации для формирования оптимальных нейросетевых алгоритмов для прогнозирования нагрузок авиационной техники.

В заключении перечислены выводы, полученные в работе, а также приведены перспективы дальнейшего развития темы исследования.

Приложение А содержит акты внедрения результатов работы.

Приложение Б включает свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ, разработанных в рамках настоящего исследования.

Благодарности. Автор выражает искреннюю благодарность научному руководителю Ю.А. Свирскому за постоянное внимание и помощь в работе. Отдельная признательность — соавторам публикаций ВАК: А.С. Бабинцеву, А.А. Баутину, В.И. Клепцову, А.Л. Медведскому, А.А. Шульге и В.Л. Токарю за плодотворное сотрудничество в ходе работ, результаты которых использованы в диссертации. Автор благодарит рецензентов В.И. Цымбалюка, А.П. Лигостаева и В.В. Чедрика за ценные замечания и помощь в подготовке работы к предзащите, а также весь коллектив центра прочности ЛА ФАУ «ЦАГИ» за помощь в решении организационных вопросов и всестороннее обсуждение диссертации.

ГЛАВА 1. ОБЗОР И АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ

1.1 Актуальность, цели и структура исследования

Усталость в машиностроении представляет собой процесс изменения свойств материала под действием переменных нагрузок, способных в конечном счёте привести к разрушению конструкции [1]. Согласно исследованию, опубликованному в 1984 году [2], в период с 1927 по 1981 годы в мире произошло 1885 авиационных инцидентов, вызванных данным явлением. Такие события унесли жизни 2240 человек, а 558 летательных аппаратов были разрушены.

Основные требования, обеспечивающие безопасность авиaperевозок в области обеспечения усталостной прочности содержатся в государственных нормативных документах [3, 4, 5, 6]. Постоянное совершенствование нормативной базы, а также накопленный научно-технический опыт привели к значительному снижению количества авиационных происшествий – более чем в три раза за период с 1946 по 2019 годы [7, 8, 9] (Рисунок 1.1). Согласно текущей статистике, вероятность гибели в авиакатастрофе составляет 0.0000015% (1 случай на 1 000 000 полетов), что подтверждает исключительно высокий достигнутый уровень безопасности.

Основным инструментом обеспечения безопасности в области усталостной прочности является ограничение продолжительности эксплуатации авиационной техники [3, 4, 5, 6]. Данный подход направлен на исключение возможности возникновения «аварийной или катастрофической ситуации из-за усталости, коррозии, дефектов производства или случайного повреждения» [3]. Срок службы авиационной техники, по истечению которого она должна быть выведена из эксплуатации, называют ресурсом и выражают в часах полёта, числе полётов или в других единицах.

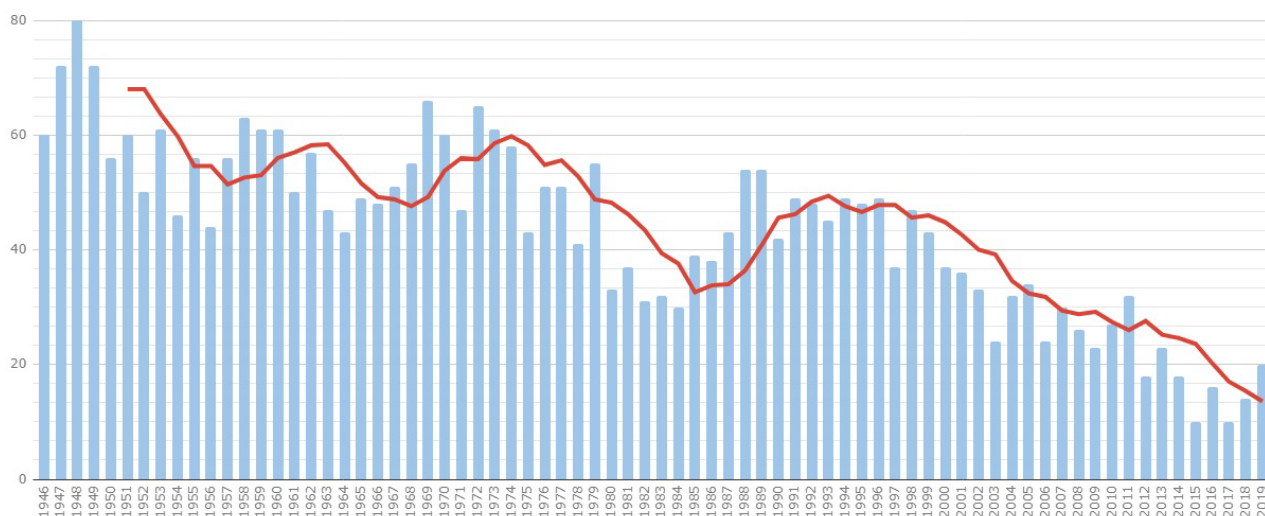


Рисунок 1.1 — Диаграмма несчастных случаев со смертельным исходом в гражданской авиации по годам 1946-2019. Синие столбцы — количество происшествий, красная линия — скользящее среднее по 5 предыдущим годам

Однако, обеспечение безопасности за счёт жёсткого ограничения срока службы оказывает существенное влияние на экономические показатели эксплуатации. Представляется очевидным следующий факт: чем больше длительность эксплуатации при прочих равных — тем дешевле воздушное судно для эксплуатанта. В связи с этим оптимизация определения ресурсных характеристик при сохранении достигнутого отраслью уровня безопасности представляет собой важнейшее направление современных исследований в области авиастроения, которое может обеспечить:

- Для авиакомпаний: снижение операционных затрат.
- Для производителей: увеличение конкурентоспособности продукции.
- Для пассажиров: сокращение стоимости билетов.
- Для экологии: уменьшение углеродного следа за счет продления жизненного цикла и сокращения производства новой техники.

Повышение ресурса авиационных конструкций при сохранении требований безопасности требует совершенствования методов механики разрушения, вклю-

чая исследование перспективных материалов. Критически важным элементом является совершенствование методов оценки усталостной долговечности, позволяющих более полно использовать ресурсный потенциал конструкций. Фундаментальные исследования [10, 11] подтверждают определяющую роль анализа нагружения в решении задач оценки долговечности. Именно параметры действующих нагрузок — характер, интенсивность и спектральный состав — становятся ключевым фактором, определяющим накопление усталостных повреждений, инициирование макротрещин и скорость их развития.

Наиболее точные методы оценки усталостной долговечности связаны с обработкой значительных объёмов данных о нагрузках и выполнением сложных преобразований. Минимизация трудоёмкости и исключение субъективных ошибок требуют автоматизации этих процессов посредством разработки специализированного программного и алгоритмического обеспечения.

Задачи анализа нагружения авиационных конструкций систематизируются в четыре группы согласно этапам их жизненного цикла (Рисунок 1.2):

1. **Идентификация эксплуатационных нагрузок.** Включает сбор, статистическую обработку данных и моделирование эксплуатационных нагрузок с учетом типовых условий эксплуатации и типа конструкции ЛА.
2. **Параметризация циклов нагружения.** Предполагает выделение характерных циклов (полётных, циклов регулярного нагружения) из сложного процесса нагружения, реализуемого в эксплуатации.
3. **Анализ повреждающего воздействия нагрузок и назначение ресурса.** Включает исследования, направленные на определение усталостных характеристик (в том числе скорости роста усталостных трещин) и долговечности исследуемой конструкции, которые в дальнейшем используются в расчётных оценках при назначении ресурса и составлении плана обслуживания ЛА.

4. Определение степени отработки ресурса в эксплуатации. Оценка накопления повреждений в эксплуатации через анализ налёта, диагностические мероприятия и мониторинг нагруженности.

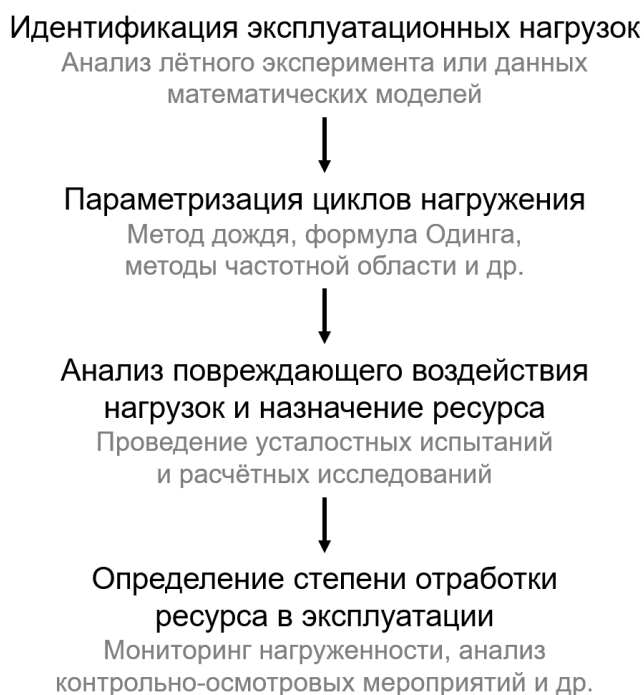


Рисунок 1.2 — Основные задачи анализа нагружения при назначении ресурса авиационной техники

В настоящей работе решаются актуальные задачи разработки алгоритмов анализа нагружения авиационных конструкций, относящиеся к трём ключевым направлениям: параметризации циклов нагружения (ГЛАВА 2), оценке повреждающего воздействия нагрузок (ГЛАВА 3) и определению степени отработки ресурса в условиях эксплуатации (ГЛАВА 4). Разработанные алгоритмы и программное обеспечение создают задел для перехода к предиктивной модели технического обслуживания, что в перспективе может привести к значительному повышению экономической эффективности эксплуатации авиационной техники за счёт оптимизации ремонтных циклов и более полного использования назначенного ресурса конструкций.

1.2 Параметризация эксплуатационного нагружения

Оценка ожидаемых эксплуатационных нагрузок, выполняемая специалистами департамента внешних нагрузок, представляет собой фундаментальный этап обеспечения долговечности авиационных конструкций. Данный процесс формирует базис для всех последующих проектных решений и расчетов усталостной прочности.

Возникающее в эксплуатации нагружение обычно представляет собой сложный случайный процесс. Однако определение усталостных характеристик материала конструкции в лабораторных условиях в основном производится при регулярном нагружении. Согласно ГОСТ 23207-78 [1], регулярные нагрузки характеризуются периодическим законом изменения с одним минимумом и одним максимумом в течение одного периода. Такое нагружение состоит из циклов, которые являются единицами повреждающего воздействия.

Определение результирующего повреждающего воздействия эксплуатационных нагрузок и оценка их влияния на усталостную долговечность наиболее точно реализуется преобразованием исходного случайного процесса нагружения в эквивалентный по повреждаемости набор регулярных циклов. Данную процедуру преобразования случайного нагружения в регулярное будем называть параметризацией нагружения.

Данные о нагружении авиационных конструкций, в зависимости от особенностей процесса, могут быть представлены в двух основных формах:

1. Зависимость нагрузок от времени (временная область).
2. Зависимость нагрузок от частоты (частотная область).

Каждая форма представления данных требует специальных подходов для выделения эквивалентных регулярных циклов нагружения. Методы параметризации для временного и частотного представления нагрузок будут рассмотрены в следующих разделах работы.

1.2.1 Параметризация нагружения во временной области

Параметризацию зависимости нагрузки от времени (параметризации во временной области) называют схематизацией процесса нагружения. Методологические основы этой процедуры регламентированы как международными (ASTM E1049-85 [12]), так и отечественными нормативными документами (ГОСТ 25.101-83 [13]).

Согласно приведённым источникам схематизации предшествует предварительная обработка данных, которая включает в себя:

1. Дискретизацию (оцифровку) исходного процесса для возможности его ввода в ЭВМ.
2. Выделение экстремумов, количество которых, согласно рекомендации ГОСТ 25.101-83 [13], должно быть не меньше 1000.

В ГОСТ 25.101-83 [13] изложено 7 рекомендуемых методов схематизации нагружения (Рисунок 1.3). Каждый из них имеет свою область применения, которая определяется коэффициентом нерегулярности k анализируемого процесса нагружения:

$$k = \frac{n_0}{n_s}, \quad (1.1)$$

где n_0 – число пересечений процессом уровня средней нагрузки; n_s – число экстремумов того же процесса.

В зависимости от параметров получаемой при схематизации последовательности нагрузок все методы могут быть разделены на две группы [13] (Рисунок 1.3):

1. Однопараметрические методы. Результатом этих методов является формирование таблицы амплитуд или размахов выделенных циклов.
2. Двухпараметрические методы. Этот тип методов кроме амплитуд или размахов циклов получает также их средние значения.

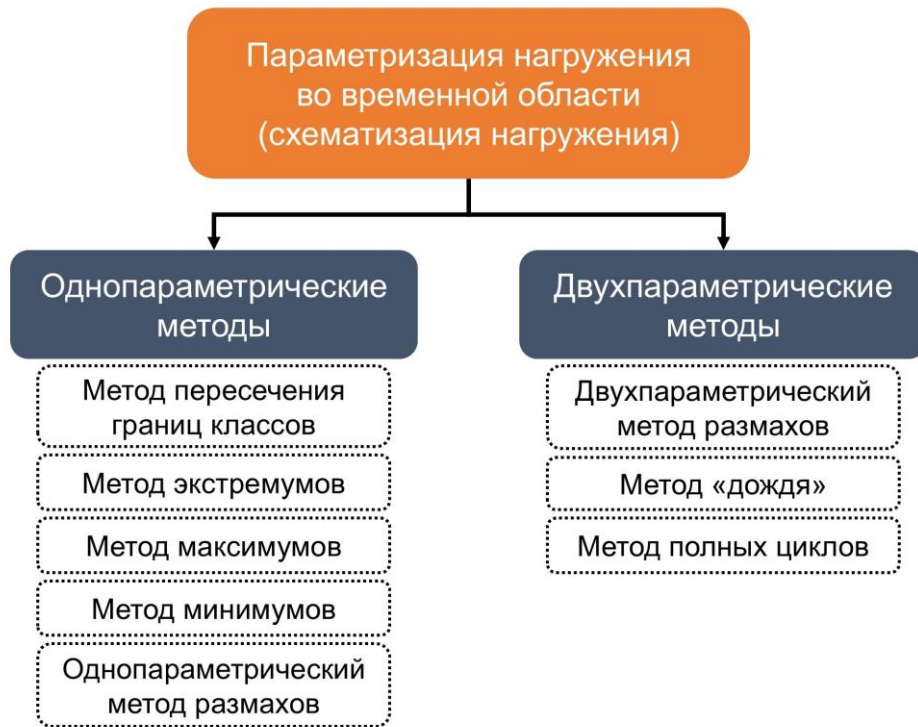


Рисунок 1.3 — Методы схематизации

Сравнительный анализ методов (Таблица 1.1) показывает, что наибольшую универсальность демонстрирует метод «дождя», разработанный японскими учеными Т. Endo и М. Matsuishi в 1968 г. [14] и основанный на базовом законе поведения материала при циклическом нагружении. Этот закон проиллюстрирован на рисунке 1.4: слева изображен процесс нагружения в координатах ε - t , а справа тот же самый процесс, но в координатах σ - ε . В отечественной практике широкое распространение получил метод полных циклов [13, 15], который даёт практически те же результаты, поэтому в дальнейшем между ними не проводится различия.

В процессе деформации материала от точки 1 до точки 2 он описывает в координатах σ - ε некую кривую. В точке 2 нагрузка изменяет свое направление и материал упруго разгружается до точки 3. Когда в точке 3 нагрузка повторно меняет свое направление, материал также упруго нагружается до точки 2'. При этом, точки 2 и 2' координатах σ - ε совпадают, а дальнейшее нагружение материала до точки 4 продолжается по кривой 1 – 4, так как будто нагружения по циклу 2 – 2' ни-

когда не происходило. Такое поведение материала называли эффектом памяти. Т.е. материал независимо от наличия вложенных циклов «помнит» по какой кривой в координатах σ - ε происходила его деформация.

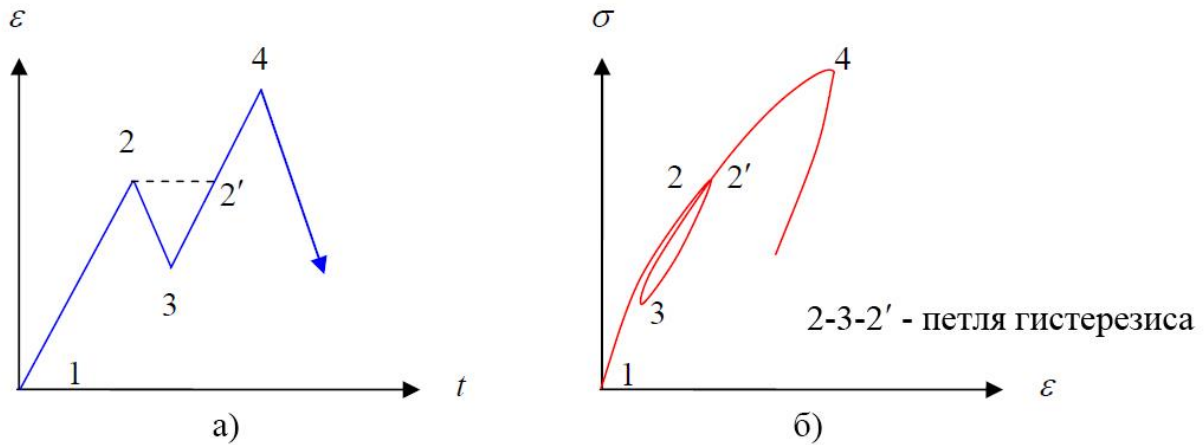


Рисунок 1.4 — Фрагмент процесса нагружения в координатах ε - t (а) и координатах σ - ε (б)

Основываясь на этом эффекте, метод «дождя» раскладывает процесс нагружения на плавный ход нагрузки и наложенные на него замкнутые в координатах σ - ε меньшие циклы нагружения, которые в дальнейшем и попадают в таблицу полных циклов. Работа данного принципа проиллюстрирована на рисунке 1.5.

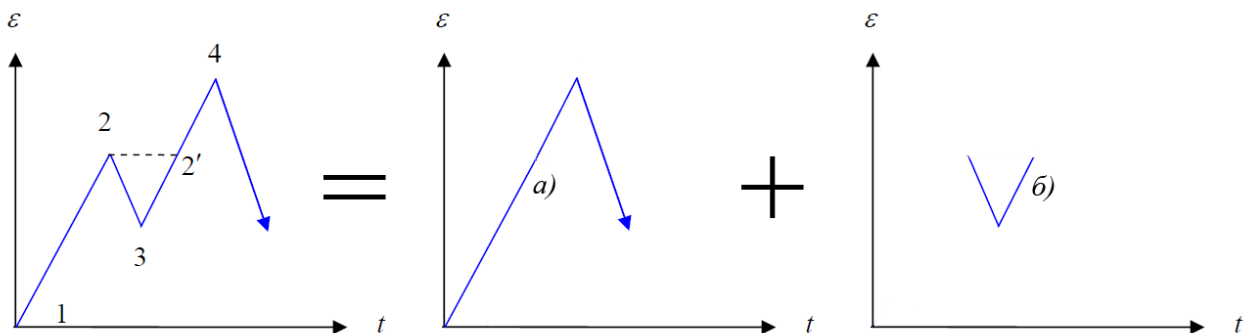


Рисунок 1.5 — Принцип работы метода «дождя»

Таблица 1.1 — Область применения методов схематизации [13]

№	Метод схематизации	k процесса нагружения
1	Метод пересечения границ классов	$0,8 \leq k \leq 1$
2	Метод экстремумов	$0,5 \leq k \leq 1$
3	Метод максимумов	$0,5 \leq k \leq 1$
4	Метод минимумов	$0,5 \leq k \leq 1$
5	Однопараметрический метод размахов	$0,8 \leq k \leq 1$
6	Двухпараметрический метод размахов	$0,5 \leq k \leq 1$
7	Методы выделения полных циклов / Метод «дождя»	$0 \leq k \leq 1$

Классический алгоритм для реализации метода «дождя», описанный в работе [13] называется «Pagoda Roof Method». Однако наиболее оптимальным для реализации на ЭВМ оказывается разработанный N.E. Dowling и U.S Morrow в 1982 г. алгоритм, который мог применяться даже на микрокомпьютерах, установленных на транспортных средствах [16]. В данный момент этот алгоритм является один из самых широко используемых алгоритмов метода «дождя». Он, в том числе, включен в международный стандарт ASTM E1049-85 [12].

Эффект памяти материала имеет принципиальное значение для корректного учета сложных режимов нагружения при прогнозировании усталостной долговечности авиационных конструкций. Это подтверждается многочисленными исследованиями применения метода «дождя» к данным нагруженности транспортных средств, включая летательные [17, 18, 19, 20, 21]. Во всех указанных работах отмечается хорошее соответствие результатов, полученных этим методом, с экспериментальными данными.

На основе классического метода «дождя» были разработаны усовершенствованные подходы, учитывающие дополнительные особенности нагружения. Особого внимания заслуживают работы, распространяющие данный метод на случай многоосного нагружения [22, 23, 24, 25]. Эти модификации сохраняют ключевые

преимущества исходного метода, включая корректный учет эффекта памяти материала, при этом позволяя анализировать более сложные напряженные состояния, характерные для реальных эксплуатационных условий.

1.2.2 Параметризация нагружения в частотной области

Большинство нагрузок, действующих на конструкцию летательного аппарата (ЛА), могут быть эффективно описаны во временной области в виде зависимостей нагрузки от времени. Однако процессы нагружения, имеющие стохастическую природу и подчиняющихся законам статистического распределения более эффективно представлять в виде зависимости нагрузки от частоты. Типичным примером таких нагрузок являются: аэродинамические пульсации, вибрационные и акустические воздействия (шум) от реактивного двигателя самолёта.

Частотное представление обладает двумя ключевыми преимуществами:

1. **Компактность описания случайных процессов.** Спектральное представление позволяет описать сложный случайный процесс несколькими параметрами (статистическими моментами спектра), в то время как временное представление требует хранения и обработки всего массива данных.
2. **Эффективное выделение доминирующих частот.** Спектральный анализ позволяет идентифицировать резонансные частоты конструкции и наиболее энергонасыщенные частотные диапазоны, что критически важно для оценки усталостной долговечности.

Математический аппарат частотного анализа базируется на преобразовании Фурье, обеспечивающем взаимосвязь между временным и частотным представлениями сигнала. Прямое преобразование Фурье, переводящее временную зависимость в частотный спектр, задается выражением [26, 27]:

$$S(f) = \int_{-\infty}^{\infty} s(t) e^{-i2\pi ft} dt, \quad (1.2)$$

а преобразование, переводящее частотный спектр во временную область (обратное преобразование Фурье) [26, 27]:

$$s(t) = \int_{-\infty}^{\infty} S(f) e^{i2\pi ft} df, \quad (1.3)$$

где $S(f)$ – спектральная функция (спектральная плотность) сигнала $s(t)$.

Преобразование Фурье позволяет получать различные спектральные характеристики сигналов, описывающие их частотные свойства. Среди них наибольшее практическое применение в инженерных расчетах нашёл спектр плотности мощности (СПМ), характеризующий распределение энергии сигнала по частотному диапазону. Ключевые преимущества СПМ включают:

1. **Физическая интерпретируемость.** В отличие от амплитудных спектров, СПМ представляет не просто параметры гармонических составляющих, а среднюю мощность сигнала, приходящуюся на единичную полосу частот. Это позволяет напрямую оценивать энергетическое воздействие на конструкцию.
2. **Инвариантность к длительности сигнала.** Благодаря нормировке на ширину частотной полосы, значения СПМ не зависят от продолжительности анализируемого временного интервала. Это обеспечивает корректное сравнение сигналов разной длительности, что критически важно при обработке эксплуатационных данных.
3. **Связь с интегральными характеристиками.** Площадь под кривой СПМ равна среднеквадратичному значению (СКЗ) исходного сигнала. Данное свойство существенно упрощает проведение виброакустических испытаний, оценку эквивалентных нагрузок при усталостных расчетах и сравнение интенсивности различных процессов нагружения.

Спектральная плотность мощности (СПМ) позволяет определять ключевые параметры процессов нагружения через спектральные моменты, что исключает

необходимость обратного преобразования Фурье. Момент n -го порядка вычисляется как:

$$m_n = \int f^n W(f) df, \quad (1.4)$$

где $W(f)$ – СПМ исходного сигнала.

Основные практически значимые характеристики:

1. Среднеквадратичное значение сигнала (СКЗ) — нулевой момент m_0 , определяемый, в соответствии с выражением (1.4) как квадратный корень из площади под графиком СПМ:

$$RMS = \sqrt{m_0} = \sqrt{\int W(f) df}, \quad (1.5)$$

2. Количество восходящих пересечений временной реализацией нулевого значения за единицу времени:

$$\nu_0 = \sqrt{\frac{m_2}{m_0}}, \quad (1.6)$$

3. Количество максимумов в единице времени временной реализации:

$$\nu_p = \sqrt{\frac{m_4}{m_2}}, \quad (1.7)$$

4. Коэффициент нерегулярности k :

$$k = \frac{\nu_0}{\nu_p} = \sqrt{\frac{m_2^2}{m_0 m_4}}, \quad (1.8)$$

Существуют два подхода к определению долговечности по данным о нагружении, представленным в частотной области:

1. **Прямое использование спектральных характеристик.** В основе подхода лежит установление зависимости долговечности от среднеквадратического значения (СКЗ) процесса нагружения. Ключевым ограничением метода является необходимость построения специализированных кривых усталости для каждого вида спектра, что обусловило его исключение из рассмотрения в рамках настоящего исследования.
2. **Оценка через распределение параметров циклов.** Данный метод предполагает установление связи спектральных характеристик с функциями

распределения параметров циклов нагружения для последующего применения классических гипотез суммирования повреждений.

Современные подходы к оценке усталостной долговечности по второму подходу рассмотрены в работах [28, 29, 30, 31, 32, 33]. Как отмечают исследователи, точное аналитическое решение задачи возможно лишь для узкополосных гауссовских процессов, где распределение амплитуд циклов подчиняется закону Рэлея. Фундаментальный вклад в решение этой задачи внесла работа Райса (1958) [34], где были получены ключевые соотношения для определения повреждаемости. Результирующая формула, известная в современной научной литературе как узкополосная аппроксимация, имеет вид [35]:

$$D_{NB} = \frac{v_0 \cdot t}{C} \left(\sqrt{2m_0} \right)^m \Gamma \left(1 + \frac{m}{2} \right), \quad (1.9)$$

где m и C – параметры кривой усталости, t – время воздействия нагружения, $\Gamma(z)$ – гамма-функция, определяемая выражением:

$$\Gamma(z) = \int_0^{\infty} t^{z-1} e^{-t} dt, \quad (1.10)$$

Для широкополосных случайных процессов взаимосвязь между спектральной плотностью мощности и распределением параметров циклов нагружения существенно усложняется, что делает невозможным получение точного аналитического решения. Тем не менее, в научной литературе предложен ряд подходов к параметризации таких процессов. Автор исследования [32] систематизировал существующие методы в четыре основные группы (Рисунок 1.6):

1. **Методы корректировки узкополосной аппроксимации.** В их основе лежит введение корректирующего коэффициента в выражение (1.9). К методам, реализующим такой принцип относятся метод Wirsching-Light [36], Ortiz-Chen [37], Tovo-Benasciutti [38] и метод $\alpha_{0.75}$.
2. **Методы аппроксимации метода «дождя»** (аппроксимации распределений, получаемых методом «дождя»). Эти методы моделируют распределение параметров циклов комбинациями известных распределений, воссо-

здавая распределение, получаемое методом «дождя». Первым методом, реализующим такой принцип, стал метод Дирлика [39]. Распределение циклов в нём моделируется комбинацией одной экспоненциальной и двух распределений Рэлея. В позднее разработанном методе Zhao-Baker [32, 40] – комбинацией распределений Вейбула и Рэлея; в методе Park [32, 41] – комбинацией распределений Рэлея, стандартного Рэлея и полугауссова распределения. Спектральный метод Jun-Park [32, 42] дополнительно включает экспоненциальное распределение в комбинацию предыдущего метода.

3. **Методы модальной декомпозиции.** Особым случаем широкополосных случайных процессов являются многомодальные процессы, спектральная плотность которых формируется в результате наложения двух или более хорошо разделённых узкополосных составляющих. При анализе таких процессов их можно представить в виде комбинации процессов разной частоты. Основная часть методов посвящена бимодальному представлению процесса нагружения: Jiao-Moan [43], Sakai-Okamura [44], Fu-Cebon [45], модифицированный метод Fu-Cebon [46], Low's bimodal [47] и Low2014 [48]. Однако существует метод, основанный и на тримодальном подходе – метод Gao-Moan [49].
4. **Методы спектрального разложения.** Данная группа методов основана на декомпозиции исходного широкополосного спектра на совокупность узкополосных спектральных составляющих. Для каждой такой составляющей усталостная повреждаемость рассчитывается по формуле узкополосной аппроксимации (1.9). Ключевой особенностью подхода является необходимость специальных правил комбинирования частичных повреждений, обусловленная нелинейной зависимостью между уровнем напряжений и величиной усталостного повреждения [32, 50, 51]. Основные методы группы: Lotsberg [52], Huang-Moan [53], одномоментный метод [54,

55] и метод полос [56]. В отечественной литературе распространение получил метод спектрального суммирования Райхера [57, 58].



Рисунок 1.6 — Методы параметризации нагружения в частотной области

Проведённый анализ показывает, что существующие спектральные методы разрабатывались для решения конкретных классов задач и не обладают универсальностью. Это подтверждается многочисленными сравнительными исследованиями [28, 29, 30, 31, 32, 33], демонстрирующими необходимость тщательного выбора методики для каждого конкретного случая. На основании обобщения литературных данных можно сформулировать следующие рекомендации:

1. Для анализа широкополосных гауссовых процессов наилучшие результаты показывает Dirlik метод и сопоставимый с ним по точности метод Tovo–Benasciutti [32, 59].

2. Для анализа бимодальных процессов нагружения рекомендуются single-moment, Tovo–Benasciutti и модифицированный Fu-Cebon методы [28, 32].
3. При больших значениях наклона кривой усталости ($m > 12$) все спектральные методы дают значительную ошибку. Наиболее применимыми в этой области остаются $\alpha_{0.75}$ и single-moment методы [30, 32].

Неоспоримым преимуществом спектральных методов является их вычислительная простота: они не требуют выполнения преобразований Фурье для анализа повреждаемости, вносимой процессом нагружения, и поэтому могут эффективно обрабатывать спектры нагрузок с точки зрения временных затрат. Однако приведённый в работе [29] анализ популярных спектральных методов на примере процесса нагружения с негауссовым распределением показал, что все спектральные методы дают значительное отклонение распределения амплитуд циклов относительно метода «дождя» (Рисунок 1.7), а удовлетворительные оценки повреждаемости могут быть достигнуты только при введении дополнительных коэффициентов учета негауссовых процессов [29].

Следует отметить, что приведённые выше спектральные методы обладают принципиальным ограничением – они являются однопараметрическими и позволяют получать только распределение амплитуд выделенных циклов нагружения. В отличие от них, метод «дождя» обладают значительно большей информативностью: кроме распределения амплитуд он также позволяет получать средние значения циклов, что позволяет оценивать повреждаемость с учётом асимметрии нагружения.

Интеграция преимуществ временного подхода при работе с данными в частотном представлении может быть достигнута путём статистического моделирования временных реализаций нагружения по исходному спектру мощности (СПМ) методом Монте-Карло. Данная методология, представленная в ряде исследований [60, 61], требует дополнительной верификации в контексте специфики отечественных нормативов и практики оценки усталостной долговечности авиационных конструкций.

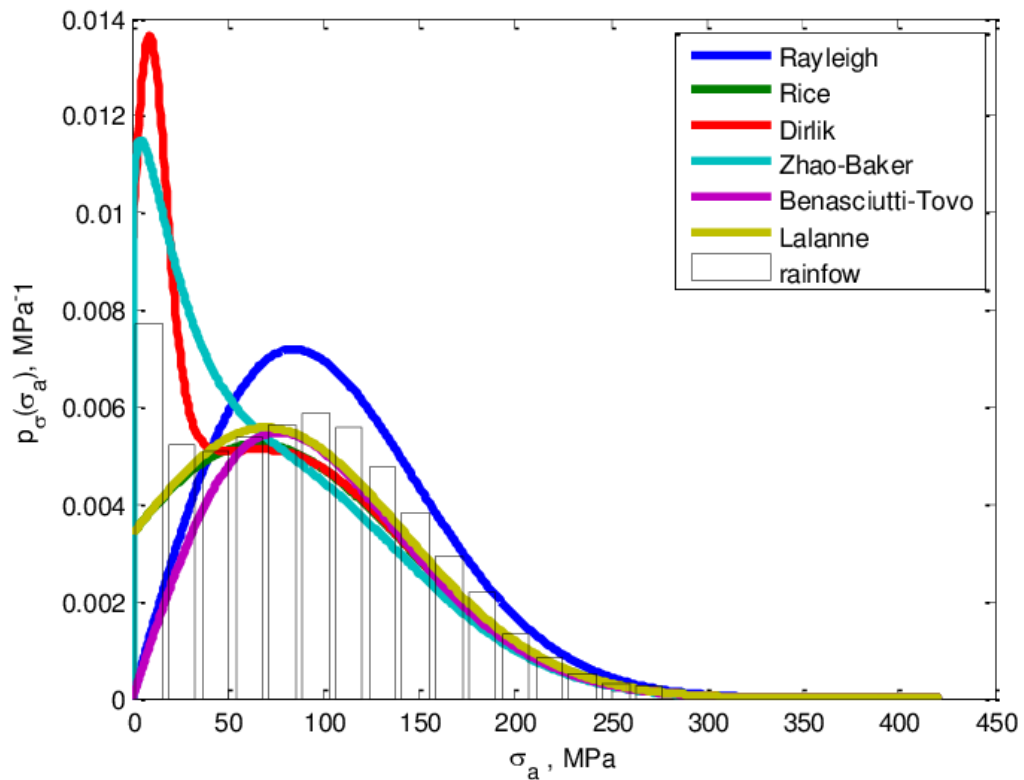


Рисунок 1.7 — Сравнение функций распределения амплитуд полных циклов, полученным по различным методам с распределением, полученным методом «дождя» [29]

1.3 Анализ повреждающего воздействия переменных нагрузок

После параметризации процесса нагружения становится возможным исследование его влияния на накопление усталостных повреждений в конструкции. Для количественной оценки этого влияния традиционно используют усталостные характеристики, которые определяются экспериментально в ходе специальных испытаний образцов или элементов конструкций. Эти испытания позволяют установить связь между параметрами циклов нагружения (амплитудами, асимметрией, частотой) и показателями усталостной долговечности [10, 62, 63].

Весь процесс накопления усталостных повреждений обычно разделяют на две стадии [10] (Рисунок 1.8):

1. Зарождение и рост микротрещин до образования макротрещины начальной длины a_0 (стадия I).
2. Рост макротрещины от величины a_0 до достижения её критического размера, при котором конструкция теряет требуемую несущую способность (стадия II).

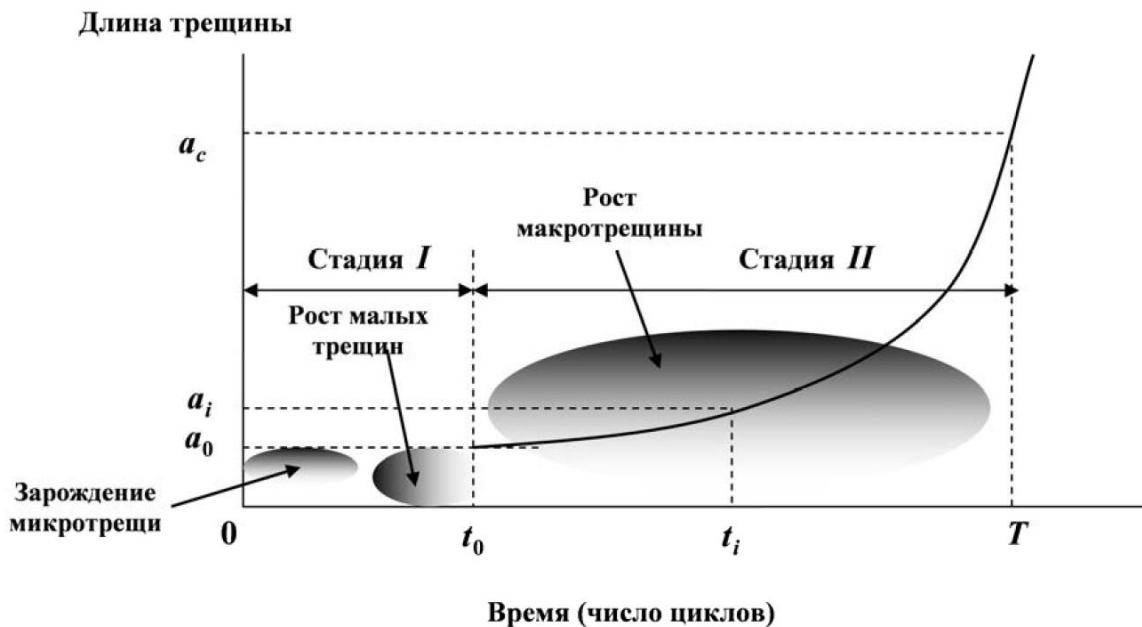


Рисунок 1.8 — Стадийность накопления усталостных повреждений. a_0 - длина начальной трещины; t_0 - наработка до появления начальной трещины; a_c - значение критической длины трещины в конструкции; T - ресурс конструкции; a_i - длина трещины в момент контроля t_i [10].

В зависимости от используемых методологических подходов и рассматриваемых стадий накопления усталостных повреждений отечественные нормативные документы [4] выделяют две концепции определения допустимой наработки авиационных конструкций по условиям усталостной прочности:

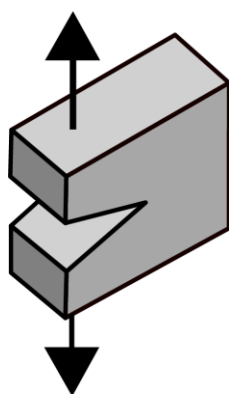
1. Для конструкций безопасного ресурса (safe-life) – конструкций, которые эксплуатируются только в рамках I стадии накопления усталостных повреждений.
2. Для живучих конструкций (damage tolerance, fail-safe) – конструкций, в которых допускается появление макротрещин и эксплуатация в рамках второй стадии накопления усталостных повреждений.

Основное преимущество концепции эксплуатационной живучести заключается в возможности более полного использования ресурса конструкции по сравнению с традиционным подходом безопасного ресурса. Эта концепция допускает появление контролируемых повреждений в конструкциях, что позволяет существенно продлить срок службы авиационной техники без снижения уровня безопасности. Однако этот подход предъявляет повышенные требования к проектированию и эксплуатации – он требует проведения дополнительных исследований усталостных характеристик материалов, выполнения точных расчетов роста трещин на основе методов механики разрушения, а также организации более частых и тщательных осмотров в процессе эксплуатации с применением современных методов неразрушающего контроля.

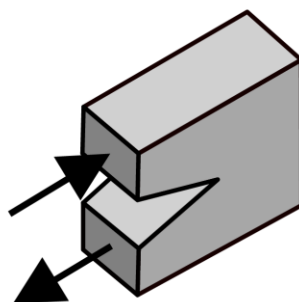
Основополагающей характеристикой на второй стадии усталостного процесса является скорость роста макротрещины. Эта характеристика позволяет точно определить остаточный ресурс конструкции и прогнозировать момент наступления разрушения. Для количественного описания данного процесса используют кинетические диаграммы разрушения (КДР), которые устанавливают зависимость между скоростью роста трещины da/dN и параметром, характеризующим ей движущую силу.

При анализе развития трещин принципиальное значение также имеет корректный учет типа внешних нагрузок. В механике разрушения и теории трещин выделяют три основных моды (типа) нагружения [62] (Рисунок 1.9):

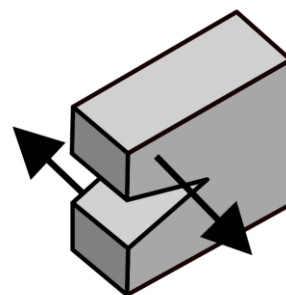
1. **Нормальный отрыв или мода I.** Нагрузка в данном случае направлена перпендикулярно плоскости трещины. Поверхности трещины расходятся в противоположных направлениях.
2. **Продольный сдвиг или мода II.** Нагрузка направлена параллельно плоскости трещины и перпендикулярно фронту трещины. Поверхности трещин скользят друг по другу.
3. **Поперечный сдвиг или мода III.** Нагрузка направлена параллельно и плоскости трещины, и ее фронту. Поверхности трещины скользят друг по другу параллельно фронту трещины.



Мода I



Мода II



Мода III

Рисунок 1.9 — Моды нагружения

Современная авиация демонстрирует устойчивый тренд на увеличение доли полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции воздушных судов. Например, в Boeing 787 и Airbus A350 массовая доля композитов достигает 50%. Однако их слоистая структура создает уникальные проблемы:

1. Расслоение в них является доминирующим механизмом разрушения.
2. Характерна анизотропия свойств – разная реакция на нагрузки вдоль и поперек волокон.
3. Чувствительность к сдвиговым нагрузкам (мода II).

Указанные особенности требуют проведения специальных исследований развития расслоений при сдвиговых нагрузках, особенно в контексте реализации

концепций эксплуатационной живучести. Основные методологические принципы таких исследований подробно изложены в работе американских специалистов [64]. Согласно представленной методике, усталостные характеристики определяются с использованием стандартизированных образцов прямоугольного сечения, содержащих искусственно созданный дефект – трещину строго контролируемой начальной длины. Технология формирования такого дефекта предусматривает введение ультратонкой (толщиной 10-20 мкм) разделительной полимерной пленки между слоями композита на этапе изготовления тестового образца.

Для определения скорости роста трещины и построения кинетической диаграммы разрушения (КДР) применяется методика циклического нагружения образца по схеме трехточечного изгиба. Общая схема экспериментальной установки и приложения нагрузок представлена на рисунке 1.10.

В ходе испытаний образец подвергается воздействию переменных нагрузок с заданными параметрами (амплитуда, частота, коэффициент асимметрии). Под действием циклических нагрузок происходит постепенное развитие начальной трещины в плоскости между слоями композита. Процесс роста трещины продолжается до достижения ею области нагружающего валика, после чего дальнейшее распространение трещины прекращается, а ее длина стабилизируется.

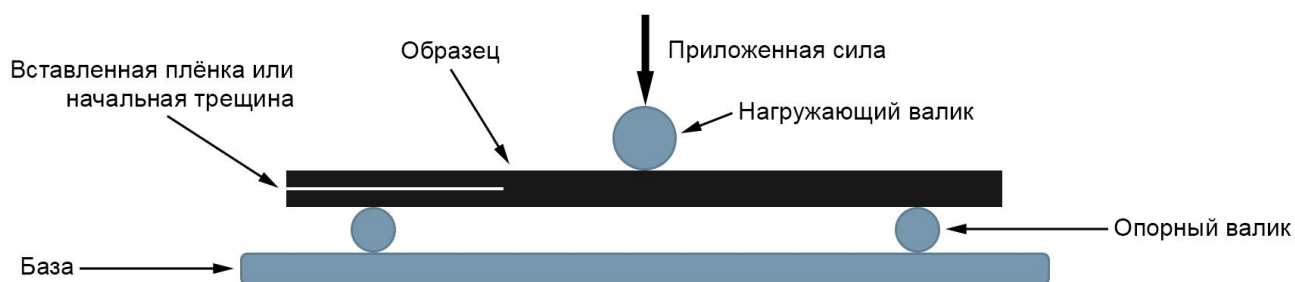


Рисунок 1.10 — Схема нагружения образца

В основе описанной методики лежит установленная однозначная зависимость между длиной усталостной трещины и податливостью исследуемого образца. В работе [64] данная зависимость выражается следующим соотношением:

$$C = A + ma^3, \quad (1.11)$$

где m и A – константы индивидуальные для каждого образца, C – податливость исследуемого образца, определяемая выражением:

$$C = \frac{\delta}{P}, \quad (1.12)$$

где δ – значение перемещения нагружающего валика в сечении приложения нагрузки P .

Значение податливости определяется для выбранных циклов нагружения в процессе проведения усталостных испытаний. Анализ полученной зависимости податливости образца от номера нагружающего цикла (Рисунок 1.11) играет ключевую роль во всей методике: последующие преобразования экспериментальных данных позволяют отслеживать эволюцию характеристик материала в процессе циклического нагружения, что в конечном счёте даёт возможность определить искомые усталостные характеристики, включая кривые усталости и кинетические диаграммы разрушения (КДР).

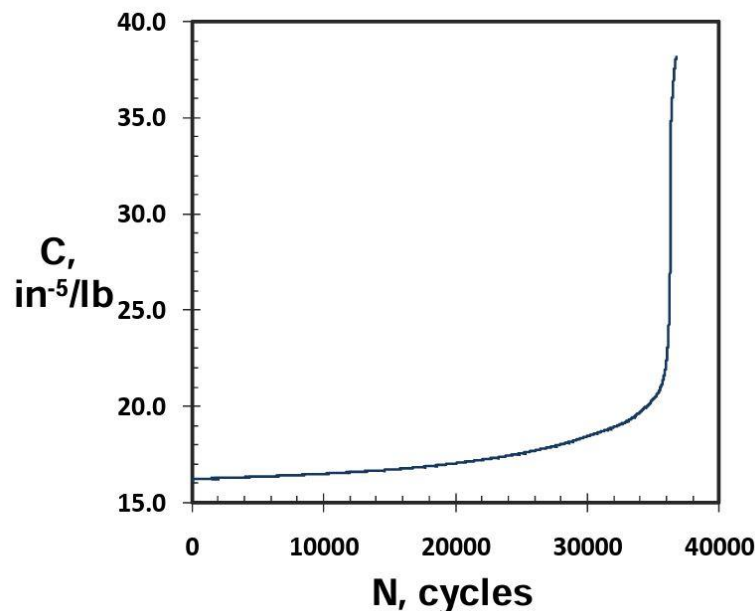


Рисунок 1.11 — Характерный вид зависимости податливости от номера нагружающего цикла, полученный авторами работы [64]

Так, определение длины трещины при циклическом нагружении в соответствии с выражением (1.12) производится по формуле:

$$a(N) = \sqrt[3]{\frac{C(N) - A}{m}}, \quad (1.13)$$

где $C(N)$ – податливость исследуемого образца на цикле с номером N , определяемая выражением:

$$C(N) = \frac{\delta_{\max}(N) - \delta_{\min}(N)}{P_{\max}(N) - P_{\min}(N)} = \frac{\Delta\delta(N)}{\Delta P(N)}, \quad (1.14)$$

где $\delta_{\min}$ и $\delta_{\max}$ – минимальное и максимальное за цикл перемещение нагружающего валика в сечении приложения нагрузки, $P_{\min}$ и $P_{\max}$ – минимальная и максимальная за цикл нагрузки.

Определение коэффициентов m и A в выражении (1.13) в соответствии с рассматриваемой работой [64] осуществляется в процедуре калибровки податливости. Эта процедура заключается в определении податливости исследуемого образца при разной длине трещины до начала циклических испытаний. Варьирование длины трещины при этом осуществляется при помощи перемещения образца на опорных валиках оснастки для испытаний. Полученные значения податливости в зависимости от куба длины трещины наносятся на график, где при помощи метода наименьших квадратов определяются искомые коэффициенты m и A . Характерный график, полученный авторами работы [64] приведен на рисунке 1.12.

Максимальная за цикл интенсивность высвобождения энергии на каждом из циклов нагружения N определяется для образца постоянной ширины B с помощью определения этой величины через энергию U :

$$G_{II_{\max}} = \frac{\partial U}{\partial a} = \frac{P^2}{2B} \frac{\partial C}{\partial a}. \quad (1.15)$$

Подставляя в полученное выражение зависимость податливости C от длины трещины a (1.13) авторы работы [64] получили выражение:

$$G_{II_{\max}}(N) = \frac{3mP^2a^2(N)}{2B}. \quad (1.16)$$

В свою очередь скорость роста трещины определяется численным дифференцированием:

$$\frac{da}{dN}(N) = \frac{a(N+1) - a(N)}{N+1 - N}. \quad (1.17)$$

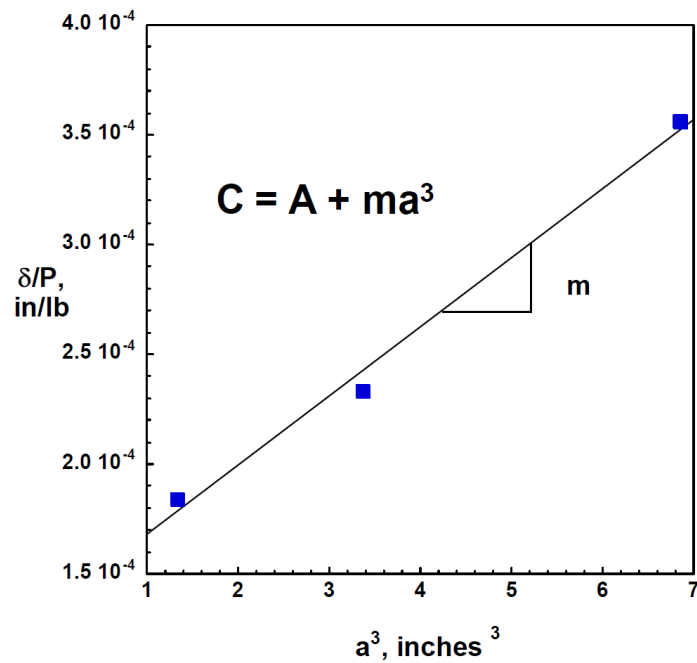


Рисунок 1.12 — Характерный вид зависимости податливости от куба длины трещины, полученный в процедуре калибровки податливости авторами работы [64]

Для уменьшения ошибки дифференцирования, вызванной шумом в исходных экспериментальных данных, авторы работы [64] рекомендуют сглаживать зависимость длины трещины a от номера цикла N (1.13) при помощи методики, описанной в ASTM E647 [65], в которой используется скользящий полином второй степени с шириной окна семь точек.

Искомые усталостные характеристики определяются в виде параметров m и B кривой усталости:

$$N(G_{II_{\max}})^m = B. \quad (1.18)$$

и параметров n и D кинетической диаграммы разрушения:

$$\frac{da}{dN} = DG_{II\max}^n. \quad (1.19)$$

Пример полученной авторами работы [64] КДР приведён на рисунке 1.13. Синим цветом обозначены точки, полученные обработкой экспериментальных данных по описанной выше методике, чёрным – результирующий вид КДР.

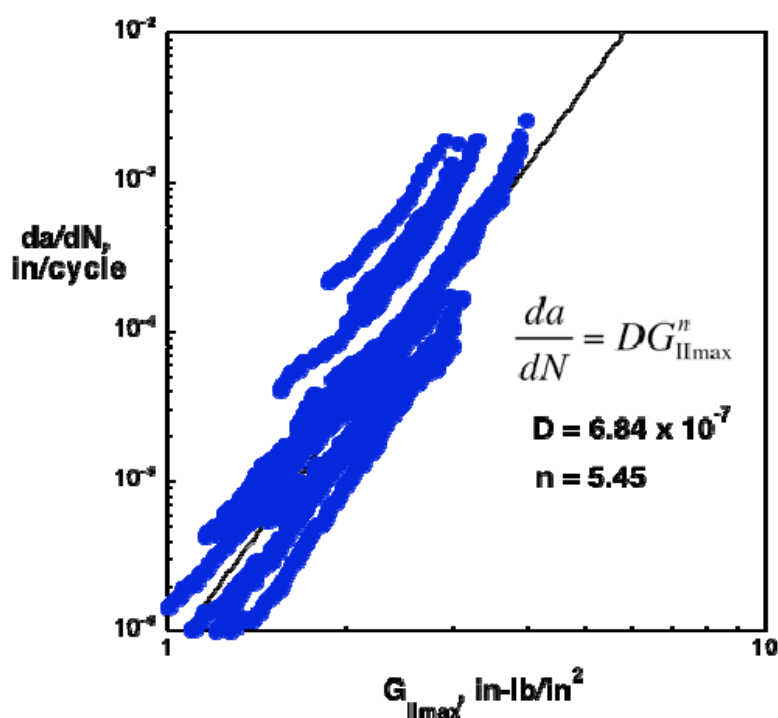


Рисунок 1.13 — КДР, полученная авторами работы [64]

Таким образом, методика, описанная в работе [64], позволяет оценить влияние нагрузок на композитные конструкции через параметр интенсивности высвобождения энергии $G_{II\max}$. Однако ее применение специалистами ЦАГИ к отечественным полимерным композиционным материалам выявило ряд существенных ограничений, требующих доработки алгоритма подхода. Основные неучтенные факторы включают (см. Главу 3):

1. Фильтрацию шума исходных данных не в полной мере решающую проблему нефизичного поведения отфильтрованного сигнала. Так, длина усталостной трещины в композиционном материале должна быть неубы-

вающей функцией, вследствие невозможности её уменьшения в условиях эксперимента.

2. Отсутствие учёта влияния факторов, приводящих к падению податливости в процессе усталостных испытаний, что в свою очередь может приводить к некорректному определению длины трещины в выражении (1.13), что сказывается на определяемых с использованием длины трещины величинах.

1.4 Анализ нагружения в эксплуатации

Как отмечено в разделе 1.1 настоящей работы, обеспечение усталостной прочности авиационных конструкций в рамках концепции эксплуатационной живучести требует проведения регулярных контрольных мероприятий. Однако такие проверки обладают существенными ограничениями:

1. Необходимость вывода воздушного судна из эксплуатации.
2. Дискретный характер контроля (только в заданных точках).
3. Ограниченная оперативность получения результатов.

Более прогрессивным подходом является внедрение систем непрерывного мониторинга нагруженности конструкции, позволяющих в реальном времени отслеживать ключевые параметры. Проблемы и перспективы использования таких систем изложены в работе [66]. Среди перечисленных авторами достоинств можно отметить:

1. Значительный экономический эффект, обусловленный увеличением назначенного ресурса авиапарка в 1.5-2 раза, который достигается за счёт перехода от нормативных оценок к индивидуальному мониторингу расхода ресурса для каждого воздушного судна.

2. Оптимизация эксплуатационных расходов через внедрение предиктивной системы технического обслуживания, основанной на фактическом состоянии каждого летательного аппарата.
3. Повышение уровня безопасности эксплуатации благодаря учёту расширенного набора параметров, влияющих на нагруженность конструкций, по сравнению с традиционными методами оценки.
4. Формирование рекомендаций по оптимизации техники пилотирования для снижения эксплуатационных нагрузок и минимизации усталостного повреждения.
5. Накопление статистических данных о нагруженности и повреждаемости для совершенствования методик натурных усталостных испытаний и получения более достоверных характеристик усталостной прочности.

Наиболее очевидным способом реализации систем мониторинга нагруженности является установка дополнительной измерительной системы с датчиками, регистрирующими отклик конструкции на внешние воздействия. В зависимости от конфигурации измерительного комплекса и типа используемых датчиков, в течение всего полёта может записываться информация как о деформациях в различных точках контролируемой конструкции, так и о напряжениях или силах, воздействующих на неё. Полученные экспериментальные данные позволяют получить объективную информацию о реальной нагруженности критических элементов конструкции.

К сожалению, несмотря на существенные преимущества описанного подхода, он является технически сложным и дорогостоящим. Требуется установка дополнительного оборудования на все экземпляры ВС, как следствие, возникает необходимость его сертификации и контроля бесперебойной работы в эксплуатации (в том числе надежное крепление датчиков к конструкции ЛА), что приводит к дополнительным расходам на поддержание работоспособности таких систем. Такие затраты могут сократить потенциальный экономический эффект от оптимизации ресурса конструкции для отдельных типов воздушных судов или условий

эксплуатации. Это особенно актуально для парков с небольшим количеством воздушных судов или при относительно коротком остаточном сроке службы. Указанные экономические аспекты необходимо учитывать при оценке целесообразности внедрения систем прямого мониторинга, что обуславливает потребность в разработке альтернативных, более экономически эффективных подходов к оценке нагруженности конструкций.

Одним из таких решений можно считать моделирование нагрузок. Исходными данными для него могут служить показания датчиков систем, которым оснащаются серийные экземпляры воздушных судов. К такому оборудованию относятся в том числе бортовой регистратор или в простонародье «чёрный ящик». Для построения моделей необходимо сопоставить его данные (исходные данные) с данными специальной измерительной системы на опытном самолёте (результат моделирования). Для повышения точности таких моделей зачастую весь полёт ВС разделяется на отдельные этапы (режимы полёта), например, такие как: разбег по ВПП, набор высоты, горизонтальный полёт и другие.

Среди подобных моделей можно выделить показавшие свою эффективность модели на основе осредненных статистических связей нагруженности с фиксируемыми параметрами полёта [67]. Использование таких моделей подробно изложено в патенте [67]. Согласно этой работе, построение моделей выполняется в несколько шагов:

1. Выделение режимов полёта, на которых будет осуществляться мониторинг.
2. На каждом режиме определяются нагрузки функционирования, СКО и эквивалентные по усталостной повреждаемости значения перегрузок.
3. С использованием математических зависимостей, определяется нагрузки на каждом рассматриваемом режиме полёта.

В работе [67], показано, что точность оценки накопленной усталостной повреждаемости, полученной данным методом на основе результатов обработки нескольких десятков полетов, может соответствовать результатам, полученным с

помощью тензометрии. Применение искусственного интеллекта, в частности искусственных нейронных сетей (ИНС), открывает новые возможности для совершенствования методов моделирования эксплуатационных нагрузок. К ключевым преимуществам внедрения этой технологии можно отнести:

1. Потенциальную способность выявлять сложные нелинейные зависимости между параметрами полета и нагрузками на конструкцию без необходимости построения аналитических моделей.
2. Возможность обработки больших объемов разнородных данных с автоматическим выделением наиболее значимых признаков.

1.4.1 Обоснование выбора архитектур ИНС

ИНС представляют собой математические модели, построенные по принципу организации биологических нейронных сетей живого организма. Они состоят из отдельных искусственных нейронов, объединённых в сложные структуры — сети. Данный подход реализует принцип коннекционизма, согласно которому для решения сложных задач обработки данных ансамбли параллельно работающих элементарных вычислителей (нейронов) оказываются более эффективными, чем классические алгоритмические системы [68]. Данный принцип обуславливает эффективность ИНС в задачах анализа многопараметрических процессов, к которым можно отнести и прогнозирование эксплуатационных нагрузок, воздействующих на авиационные конструкции.

С точки зрения математики искусственный нейрон (Рисунок 1.14) – это некоторая нелинейная функция (функция активации) от единственного аргумента – линейной комбинации всех входных сигналов:

$$y = f\left(\sum_{i=0}^n \omega_i \cdot x_i\right), \quad (1.20)$$

где $x_1...x_n$ – входные сигналы нейрона, y – выходной сигнал нейрона, $\omega_1... \omega_n$ – весовые коэффициенты синаптических связей нейрона.

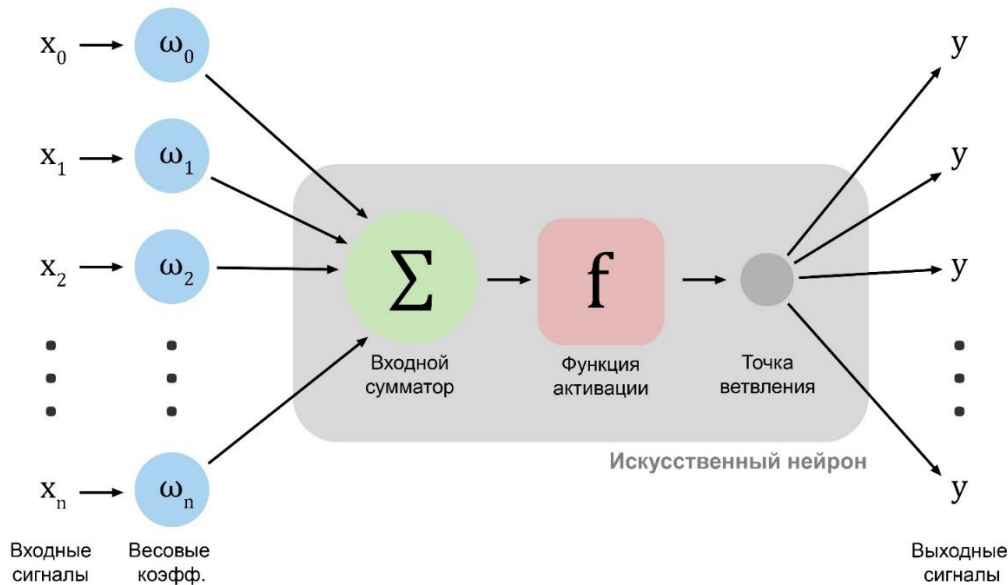


Рисунок 1.14 — Математическая модель нейрона

В зависимости от организации нейронов и их связей внутри сети различают разные архитектуры ИНС [69, 70]. К наиболее подходящим для решения специфических задач прогнозирования нагрузок и анализа временных рядов архитектурам можно отнести: многослойный перцептрон, рекуррентные сети, а также трансформеры.

Многослойный перцептрон (MLP) — базовая архитектура нейронных сетей, состоящая из последовательно соединённых слоёв (входного, скрытых и выходного), в которых данные передаются строго в прямом направлении без обратных связей (Рисунок 1.14). Согласно теореме Цыбенко (теореме об универсальной аппроксимации), даже один скрытый слой такой сети способен аппроксимировать любую непрерывную функцию многих переменных с произвольной точностью [71, 72, 73]. Однако теорема лишь теоретически доказывает существование такой аппроксимации, но не даёт конкретных указаний по достижению требуемой точности. Кроме того, она не гарантирует обобщающей способности, то есть способ-

ности ИНС хорошо работать с новыми данными, а также не учитывает качество доступных обучающих данных. Поэтому достижение высокой точности в реальных задачах требует тщательного подбора архитектуры и параметров обучения.

Таким образом, хотя теорема Цыбенко гарантирует принципиальную возможность аппроксимации сложных нелинейных зависимостей при помощи MLP, на практике для обработки последовательных данных, характеризующихся временными зависимостями, более эффективными могут оказаться специализированные архитектуры нейронных сетей.

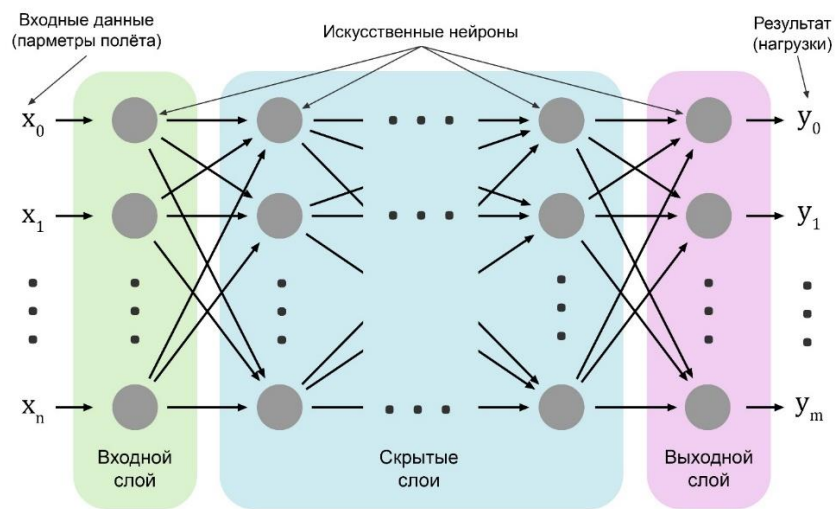


Рисунок 1.15 — Структура многослойного перцептрона

Рекуррентные сети (RNN) — архитектура, специально разработанная для обработки последовательных данных. Сеть состоит из повторяющихся связанных ячеек, каждая из которых обрабатывает элемент последовательности и обновляет своё внутреннее состояние, передаваемое следующей ячейке (Рисунок 1.16). Это позволяет сети сохранять контекстную информацию о предыдущих элементах последовательности и выявлять временные зависимости.

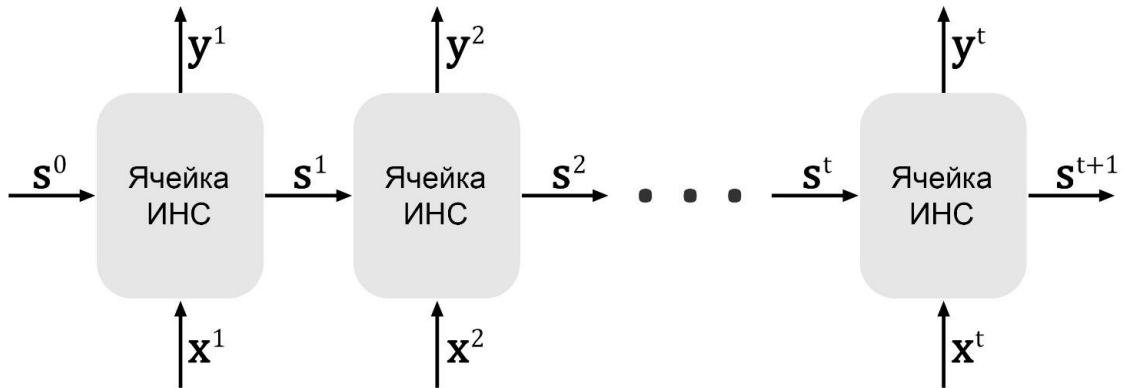


Рисунок 1.16 — Структура рекуррентной ИНС: $x^1, x^2 \dots x^t$ – векторы входных значений (параметров полета); $y^1, y^2 \dots y^t$ – векторы выходных значений (нагрузок); $s^0, s^1 \dots s^{t+1}$ – векторы скрытого состояния

В простейшей рекуррентной сети каждая ячейка представляет собой один слой нейронов с гиперболическим тангенсом в качестве функции активации. Однако, для такой ИНС свойственна проблема взрывных градиентов. Эта проблема возникает, когда в процессе обучения нейронной сети значения градиентов (векторов, указывающих направление корректировки параметров) становятся чрезмерно большими. Это происходит из-за многократного умножения одних и тех же величин при обратном распространении ошибки через много временных шагов. В результате веса сети начинают изменяться слишком резко, процесс обучения становится нестабильным, а модель не может сойтись к правильному решению. Для преодоления этого ограничения были разработаны усовершенствованные архитектуры рекуррентных ячеек, наиболее распространёнными из которых являются LSTM и GRU.

Ячейка LSTM (Long short-term memory – Долгая Кратковременная Память) специально разработана для обработки долговременных зависимостей в последовательных данных [74, 75]. В отличие от простых рекуррентных сетей, LSTM способна сохранять и передавать критически важную информацию через значительные промежутки времени, учитывая не только ближайший контекст (соседние значения последовательности), но и удалённые события. Это достигается за счёт

трёх специализированных механизмов – ворот (gates), которые управляют потоком информации (Рисунок 1.17):

1. Ворота забывания (Forget Gate) определяют, какую информацию из долговременной памяти следует сохранить, а какую — отбросить:

$$f_t = \sigma(W_f \cdot [h_{t-1}, x_t] + b_f), \quad (1.21)$$

2. Ворота добавления (Input Gate) решают, какую новую информацию добавить в текущее состояние памяти:

$$i_t = \sigma(W_i \cdot [h_{t-1}, x_t] + b_i), \quad (1.22)$$

$$\tilde{c}_t = \tanh(W_c \cdot [h_{t-1}, x_t] + b_c), \quad (1.23)$$

3. Ворота вывода (Output Gate) регулируют, какая информация из памяти будет использована для формирования выходного значения на текущем шаге:

$$o_t = \sigma(W_o \cdot [h_{t-1}, x_t] + b_o), \quad (1.24)$$

Выходные значения ячейки получаются с помощью ворот следующим образом:

$$h_t = o_t \odot \tanh(c_t), \quad (1.25)$$

$$c_t = f_t \odot c_{t-1} + i_t \odot \tilde{c}_t, \quad (1.26)$$

где h_t – скрытое состояние ячейки на шаге t / выходной вектор ячейки на шаге t (отвечает за кратковременную память), c_t – состояние ячейки на шаге t (долговременная память), x_t – входной вектор на шаге t , W_f , W_i , W_c , W_o – матрицы весов ячейки, b_f , b_i , b_c , b_o – векторы смещения ячейки, $\sigma()$, $\tanh()$ – функции активации: сигмоида и гиперболический тангенс соответственно, $[]$ – объединение (конъюнкция) векторов, $\odot$ – поэлементное перемножение векторов.

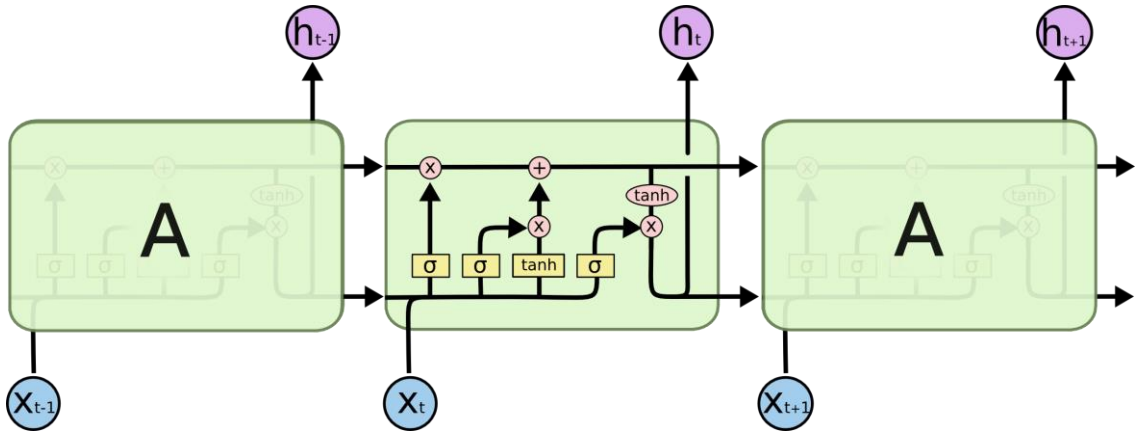


Рисунок 1.17 — Фрагмент цепочки LSTM ячеек рекуррентной искусственной нейронной сети [76]

Ячейка GRU (Gated Recurrent Unit – Управляемый рекуррентный блок) представляет собой развитие архитектуры LSTM с упрощённой структурой [77] (Рисунок 1.18). Основные усовершенствования включают: уменьшение количества ворот с трёх до двух, а также объединение обоих состояний ячейки (h_t и c_t) в единый вектор.

В отличие от LSTM, в GRU отсутствует явное разделение на долговременную и кратковременную память, что способствует снижению вычислительной сложности и ускорению обучения. Оптимизированная структура GRU демонстрирует повышенную эффективность на задачах с короткими и средними последовательностями, уменьшает риск переобучения и требует меньшего объёма данных для обучения. Архитектура ячейки включает следующие ключевые компоненты:

1. Ворота сброса (Reset Gate) определяют какая часть предыдущего состояния должна быть «забыта»:

$$r_t = \sigma(W_r \cdot [h_{t-1}, x_t] + b_r), \quad (1.27)$$

2. Ворота обновления (Update Gate) решают, какая информация будет перенесена из прошлого в текущее состояние:

$$z_t = \sigma(W_z \cdot [h_{t-1}, x_t] + b_z), \quad (1.28)$$

Выходной вектор ячейки записывается в виде:

$$h_t = (1 - z_t) \odot h_{t-1} + z_t \odot \tilde{h}_t, \quad (1.29)$$

$$\tilde{h}_t = \tanh(W_h \cdot [r_t \odot h_{t-1}, x_t] + b_h), \quad (1.30)$$

где h_t — скрытое состояние ячейки на шаге t / выходной вектор ячейки на шаге t , x_t — входной вектор на шаге t , W_r , W_z , W_h — матрицы весов ячейки, b_r , b_z , b_h — векторы смещения ячейки, $\sigma()$, $\tanh()$ — функции активации: сигмоида и гиперболический тангенс соответственно, $[]$ — объединение (конъюнкция) векторов, $\odot$ — поэлементное перемножение векторов.

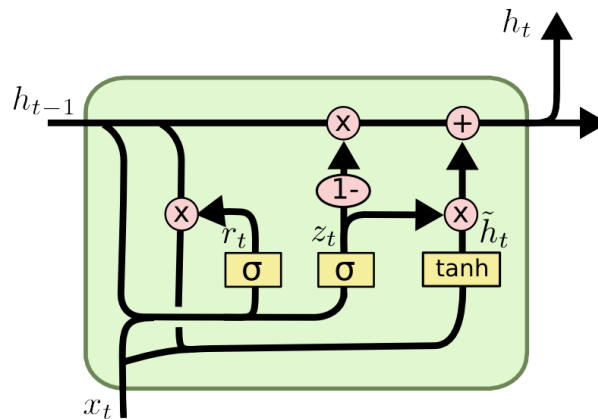


Рисунок 1.18 — Структура GRU ячейки рекуррентной нейронной сети [76]

В задачах, требующих комплексного учёта контекста — как предыдущих, так и последующих элементов последовательности — применяются двунаправленные (bidirectional) архитектуры на основе LSTM и GRU. Данный подход предполагает использование двух параллельных слоёв рекуррентной сети: прямого (forward) и обратного (backward). Прямой слой обрабатывает последовательность в хронологическом порядке, а обратный — в противоположном направлении. Для каждого момента времени t выходы обоих слоёв интегрируются путём конкатенации, суммирования или усреднения, что позволяет получить обогащённое представление данных, учитывающее полный контекст последовательности.

Трансформеры. Это современные архитектуры, показавшие революционные результаты в обработке естественного языка (NLP) и начинающие активно применяться для анализа временных рядов. Их ключевое преимущество — способность улавливать глобальные зависимости между любыми элементами последова-

тельности, независимо от расстояния между ними. Однако их применение требует очень больших объемов данных для обучения и значительных вычислительных ресурсов, что в рамках данной работы сделало их использование менее практичным по сравнению с более традиционными и эффективными для анализируемых данных рекуррентными сетями.

Таким образом, для задач мониторинга нагрузки наиболее перспективными архитектурами ИНС являются: многослойный перцептрон (MLP), рекуррентные сети на основе LSTM и GRU, а также их двунаправленные варианты (BiLSTM, BiGRU). Ключевое преимущество рекуррентных архитектур перед MLP заключается в способности учитывать временные зависимости в данных, что критически важно для корректного моделирования нагрузок, характеризующихся значительной временной корреляцией.

1.4.2 Анализ опыта применения ИНС для мониторинга нагрузки авиационной техники

Интенсивное развитие вычислительных систем и средств измерений в течение второй половины XX столетия, подкреплённое значительными теоретическими достижениями в сфере нейросетевых технологий, создало необходимые условия для активного внедрения методов искусственного интеллекта в практику обработки эксплуатационных данных летательных аппаратов. В настоящем разделе рассматриваются практические примеры применения нейронных сетей для мониторинга нагрузок силовых элементов планеров воздушных судов различных категорий.

В работе [78] рассмотрена задача определения нагрузки адаптивного управляемого крыла самолёта F/A-18 с помощью нейронной сети по параметрам полёта. Для восстановления нагрузки в критических сечениях крыла ис-

пользовалось около 100 датчиков различных типов. Исходные данные были получены в результате летного эксперимента, в ходе которого с помощью системы управления самолётом выполнялись специальные манёвры, позволяющие нагружать исследуемые силовые элементы.

Для восстановления нагружения использовались линейная регрессионная модель и нейронная сеть прямого распространения с одним скрытым слоем. В работе исследовалось оптимальное количество нейронов скрытого слоя для формирования наиболее точной зависимости. Авторы отмечают, что нейронные сети показали более высокую точность при моделировании нелинейных зависимостей, среднее увеличение точности по сравнению с линейными моделями составило 18.6 %.

В работе [79] представлены результаты сравнения точности восстановления нагрузки лопасти вертолётa с помощью трёх моделей:

1. Множественной линейной регрессии (MLR – multiple linear regression).
2. Аппроксимационной модели на основе нейронной сети с расширенным перечнем параметров полёта (16 параметров).
3. Аппроксимационной модели на основе нейронной сети с уменьшенным количеством входных параметров (4 параметра), определенных с помощью метода главных компонент.

Для регистрации исходных данных проводилась серия полётов с изменением высоты, скорости и других параметров полёта во всём возможном диапазоне. Авторы работы отмечают высокую точность модели с уменьшенным количеством входных параметров, ошибка которой не превышает 4% и позволяет восстанавливать нагрузку лопастей без использования датчиков деформации на каждом летном экземпляре вертолётa.

В работе [80] рассматривается задача идентификации и прогноза нагрузок, действующих на элементы механизации крыла самолётa Як-130 с помощью нейронной сети по данным бортового регистратора. Исходные данные регистрировались в ходе лётных испытаний и включали вычисляемые параметры.

Для определения нагрузок использовался трёхслойный перцептрон с сигмоидальными функциями активации. В заключении работы сделаны выводы о том, что точность прогноза нагрузок с помощью ИНС составляет около 1%, а при использовании регрессионного анализа лишь 5 – 15 %.

В работе [81] рассмотрена задача определения распределённых нагрузок оперения F/A-18 в результате маневрирования и бафтинга. Для решения задачи использовалась ИНС исходные данные, для обучения которой были получены в результате испытаний на усталость в виде данных тензометрии и значений усилий по каналам нагружения.

В работе проведено исследование влияния эффективности восстановления нагрузок с помощью НС с различными архитектурами. Сравнительное тестирование методов с использованием полётных данных в промежуточных точках показало, что наилучшие результаты демонстрирует рекуррентная сеть Элмана, ошибка определения нагрузок которой составила 7%.

В работах [82, 83] приведены результаты применения ИНС, разработанных для восстановления нагрузок конструкции вертолёта при маневрировании и полёте в беспокойном воздухе. Исходные данные для обучения регистрировались во время специальных летных испытаний, при которых проводилась непрерывная тензометрия с помощью 321 тензодатчика. В качестве ИНС использовался трёхслойный перцептрон. Общее количество датчиков, показания которых использовались для обучения, равнялось 70. Средняя ошибка определения нагрузок не превышала 24%.

В работе [84] представлено исследование эффективности восстановления нагрузок крыла сверх манёвренного самолёта, вызванных трансзвуковым бафтингом и маневрированием на дозвуковой скорости полёта. В работе использовались несколько моделей: модель авторегрессии с экзогенными входами и скользящего среднего (Auto-Regressive Moving Average with Exogenous Inputs – ARMAX); нейронная сеть прямого распространения (FFNN), нейронная сеть с временной задержкой, каскадная нейронная сеть, нейронная сеть с рекуррентным слоем, не-

линейная авторегрессионная нейронная сеть и рекуррентные нейронные сети с модулями долгой краткосрочной памяти (LSTM).

В заключении работы отмечается, что авторегрессионная модель и большинство нейронных сетей имеют высокую точность при восстановлении нагрузок, вызванных маневрированием. Нейронные сети с модулями долгой краткосрочной памяти могут эффективно использоваться в тех случаях, когда входные и выходные данные имеют слабую корреляцию.

Таким образом, анализ открытых публикаций позволяет сделать вывод, что оценки нагрузок, полученные с помощью нейронных сетей на основе параметров полёта, обладают высокой точностью и устойчивостью к выбросам данных. При этом для практического применения часто оказывается достаточным использование относительно простых архитектур нейронных сетей, таких как многослойные перцептроны. Дальнейшее повышение точности требует дополнительных исследований по оптимизации типа, структуры и параметров нейронных сетей.

Следует отметить, что большинство существующих исследований сосредоточено на оценке нагруженности маневренных самолётов и вертолётот, тогда как транспортным самолётам уделено значительно меньше внимания. Кроме того, недостаточно изучены элементы конструкции с выраженными нелинейностями, вызванными такими факторами, как наличие шарниров, трение и других сложных механических взаимодействий. К таким критически важным элементам относятся, в частности, шасси транспортных самолётов, усталостное разрушение которых, согласно исследованию [2], является одной из наиболее частых причин авиационных происшествий, связанных с потерей усталостной прочности конструкций.

Выводы

Усталостные разрушения авиационных конструкций продолжают оставаться существенной угрозой безопасности эксплуатации ЛА, что подтверждается исторической статистикой [2]. Современные исследования [7] фиксируют устойчивую тенденцию снижения аварийности, что создает предпосылки для перехода от жестких нормативных ограничений к комплексной оптимизации жизненного цикла воздушных судов обеспечивающей повышение экономической эффективности авиаперевозок. Данная оптимизация основывается на концепции эксплуатационной живучести, предполагающей углубленное исследование усталостных характеристик современных материалов, совершенствование методов механики разрушения и индивидуальный контроль конструкции в эксплуатации. Существенная роль в указанных исследованиях отводится комплексному анализу переменных эксплуатационных нагрузок.

В настоящей главе дан краткий обзор задач анализа нагружения авиационных конструкций, которые систематизированы в четыре группы согласно этапам их жизненного цикла: идентификация эксплуатационных нагрузок; параметризация циклов нагружения; анализ повреждающего воздействия нагрузок и назначение ресурса; определение степени отработки ресурса в эксплуатации. Подчеркнуто, что наиболее точные методы оценки усталостной долговечности требуют обработки значительных объемов данных о нагрузках и выполнения сложных преобразований. Минимизация трудоёмкости и исключение субъективных ошибок требуют разработки специализированного алгоритмического и программного обеспечения для автоматизации этих процессов.

Проведённый анализ литературных источников позволил сформулировать следующие выводы:

1. ЛА в процессе эксплуатации подвергаются воздействию сложных циклических нагрузок. Ключевым этапом оценки их повреждающего воздей-

ствия является параметризация. Однако для спектрального представления нагрузок, в отличие от временного, отсутствуют методы в полной мере учитывающие физические особенности сопротивления усталости.

2. В авиастроении наблюдается расширение применения ПКМ. В контексте концепции эксплуатационной живучести особую актуальность приобретает исследование их усталостных характеристик при развитии трещин, особенно в условиях сдвиговых нагрузок (мода II). Существующие методики базируются на обработке параметров нагружения, регистрируемых в процессе усталостных испытаний. Необходимость испытания репрезентативного количества образцов в сочетании с большими объемами регистрируемых данных обуславливают высокую трудоемкость процесса обработки, что создает предпосылки для разработки автоматизированных алгоритмов. Кроме того, современные методики не в полной мере учитывают специфические эффекты, обусловленные особенностями нагружения, наблюдаемые при испытаниях элементарных образцов из ПКМ.
3. Реализация концепции эксплуатационной живучести требует совершенствования методов контроля в процессе эксплуатации. Перспективным направлением является внедрение систем непрерывного мониторинга конструкции, основанных на подходах искусственного интеллекта. Проведённый анализ разработанных алгоритмов выявил недостаточное внимание к вопросам мониторинга нагруженности транспортных самолётов. Особую проблему представляют элементы конструкций с выраженными нелинейными характеристиками, обусловленными такими факторами, как наличие шарниров, трение и других сложных механических взаимодействий.

Постановка задачи исследования

На основании выполненного в настоящей главе обзора потенциальных способов повышения экономической эффективности эксплуатации ЛА за счёт уточнения алгоритмов анализа их нагружения и выводов, представленных в предыдущем параграфе, определены следующие научные задачи исследования:

1. Разработка алгоритма определения усталостной долговечности на основе данных о нагрузках, представленных в частотной области, учитывающая физические модели накопления усталостных повреждений, используемых в отечественном авиастроении.
2. Разработка автоматизированного алгоритма определения усталостных характеристик ПКМ по моде сдвига с учётом физических механизмов эволюции длины трещины в процессе циклического нагружения.
3. Разработка нейросетевого алгоритма определения значений нагрузок, действующих на шасси самолёта транспортной категории в эксплуатации по данным его бортового регистратора.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ОЦЕНКИ ПОВРЕЖДАЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НАГРУЖЕНИЯ НА ОСНОВЕ СПЕКТРАЛЬНОГО ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ДАННЫХ

Как установлено в Главе 1 (параграф 1.2.2), традиционные спектральные методы оценки усталостной долговечности обладают некоторыми ограничениями:

1. Дают систематическое отклонение в распределении амплитуд циклов относительно эталонного метода «дождя» [21];
2. Требуют введения эмпирических поправочных коэффициентов для негауссовых процессов;
3. Ограничиваются однопараметрическим описанием (только амплитуды циклов).

Повышение точности расчетов долговечности по спектральным данным может быть достигнуто путём статистического моделирования временных реализаций нагружения на основе спектра плотности мощности (СПМ) методом Монте-Карло. Несмотря на вычислительную ресурсоёмкость, требующую эффективной алгоритмической реализации, данный подход позволяет интегрировать физически обоснованные модели расчёта усталостной прочности, применяемые в отечественной практике.

В настоящем исследовании разработан алгоритм и специализированное программное обеспечение, реализующее данный подход. Основные аспекты построения и верификации предложенного алгоритма составляют предмет дальнейшего изложения в данной главе.

2.1 Алгоритм оценки долговечности

2.1.1 Оценка долговечности во временной области

Оценка усталостной повреждаемости во временной области выполнена в соответствии с принятыми в отечественной авиационной отрасли подходами. Методология основана на использовании кривых усталости, полученных при регулярном нагружении с коэффициентом асимметрии $R=0$. В двойных логарифмических координатах эти зависимости аппроксимируются линейной функцией, а выражение для определения долговечности при заданном уровне нагружения имеет вид:

$$N_f = \frac{10^C}{\sigma_{eqv}^m}, \quad (2.1)$$

где m и C – экспериментальные константы материала, σ_{eqv} – эквивалентное напряжение цикла.

Эквивалентное напряжение цикла, соответствующее такому напряжению при $R=0$, при котором усталостная повреждаемость равна повреждаемости исходного цикла, определялось с использованием обобщённой формулы Одингса и её линейного продолжения в область отрицательных средних напряжений цикла:

$$\sigma_{eqv} = \begin{cases} \Delta\sigma^{1-k} \sigma_{max}^k = (2\sigma_a)^{1-k} (\sigma_a + \sigma_m)^k, & \text{при } \sigma_m \geq 0 \\ b_d \Delta\sigma + b_m \sigma_{max} = 2^{1-k} (\sigma_a + b\sigma_m), & \text{при } \sigma_m < 0 \text{ и } \sigma_{max} > 0 \\ 0, & \text{при } \sigma_{max} \leq 0 \end{cases} \quad (2.2)$$

где σ_{max} , σ_a , σ_m – максимальное, амплитудное и среднее напряжения исходного цикла соответственно, $\Delta\sigma = 2\sigma_a$, k , b , b_d , b_m – экспериментальные константы. Значения экспериментальный констант были приняты $k = 0.5$ и $b = 0.2$.

Параметры исходных циклов определялись обработкой исходного нагружения с помощью метода «дождя» в соответствии с ASTM Standard E 1049 [12].

Результирующее значение усталостной повреждаемости определялось в соответствии с гипотезой линейного суммирования усталостной повреждаемости:

$$d = \sum_{i=1}^M \frac{n_i}{N_{fi}}, \quad (2.3)$$

где n_i – текущее число циклов нагружения на i -ом режиме испытаний, N_{fi} – циклической долговечности объекта испытаний при i -ом режиме испытаний, M – количество режимов нагружения в рассматриваемой программе.

2.1.2 Алгоритм оценки долговечности в частотной области

Основным препятствием для применения подхода, описанного в предыдущем параграфе к спектральным данным, является отсутствие фазовой информации (фазового спектра). Для преодоления этого ограничения в работе разработан алгоритм на основе метода Монте-Карло, который включает следующие этапы (Рисунок 2.1):

1. **Фазовая реконструкция спектра сигнала.** Фазовый спектр, необходимый для перехода во временную область, моделируется как совокупность независимых случайных величин, равномерно распределённых в диапазоне $[-\pi, \pi]$.
2. **Переход во временную область.** На основе исходной спектральной плотности мощности (СПМ) и сгенерированного фазового спектра выполняется обратное преобразование Фурье, в результате чего формируется временная реализация процесса нагружения.
3. **Расчёт повреждаемости.** Для полученной реализации методом «дождя» (в соответствии с параграфом 2.1.1) определяется усталостная повреждаемость.

4. **Статистическая обработка.** Оценивается сходимость полученных оценок повреждаемости. При недостижении заданной точности алгоритм возвращается к первому этапу; в противном случае результирующая повреждаемость рассчитывается как математическое ожидание полученных оценок.

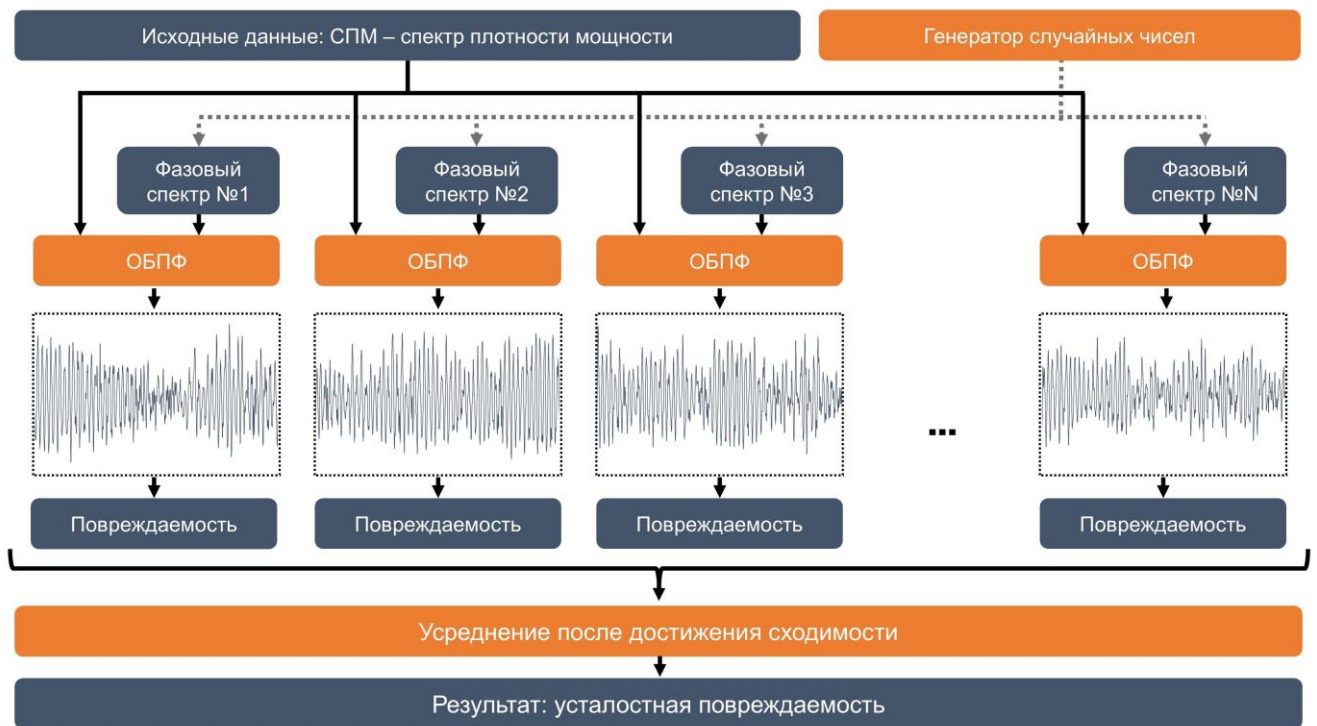


Рисунок 2.1 — Алгоритм определения долговечности

Определение сходимости оценок повреждаемости в разработанном алгоритме происходит при помощи специального критерия:

$$\left| \frac{\bar{d}_i - d_i}{\bar{d}_i} \right| \leq \varepsilon, \quad (2.4)$$

где $\bar{d}_i$ – среднее значение повреждаемости на i -ой итерации алгоритма, d_i – значение повреждаемости временной реализации на i -ой итерации алгоритма, ε – заданное значение максимального отклонения оценки.

Определение результирующей повреждаемости производится после того, как критерий (2.4) выполнялся заданное количество итераций подряд.

Для минимизации вычислительных затрат, связанных с выполнением преобразований Фурье, разработанный алгоритм был реализован на языке программирования C++, обеспечивающем высокую скорость исполнения кода. Обработка спектральных данных осуществлялась с применением библиотеки FFTW (Fastest Fourier Transform in the West), разработанной в Массачусетском технологическом институте, которая признана одним из наиболее эффективных инструментов для вычисления дискретных преобразований Фурье [85].

Разработанное программное обеспечение прошло государственную регистрацию (свидетельство № 2021619411, Приложение Б). Дополнительно создан программный комплекс с развитым графическим интерфейсом, обеспечивающий анализ данных во временной и частотной областях по заданным пользователем сценариям (свидетельство № 2021661002, Приложение Б).

2.2 Анализ алгоритма

Для верификации разработанного алгоритма применен подход, основанный на сравнении оценок повреждаемости, полученных для исходной временной реализации и рассчитанных по её спектральной плотности мощности (СПМ). Методика верификации включает пять последовательных этапов:

1. **Формирование эталонного сигнала.** Выбор характерной для авиационной техники зависимости нагрузок от времени (временной реализации).
2. **Эталонный расчет во временной области.** Определение повреждаемости исходной реализации при помощи подходов временной области.
3. **Спектральное преобразование.** Определение спектрального представления (СПМ) исходной реализации.
4. **Спектральная оценка.** Определение повреждаемости по полученной СПМ с использованием разработанного алгоритма.

5. Сравнительный анализ. Сопоставление результатов, полученных на этапах 2 и 4, для различных параметров кривых усталости, характерных для авиационных материалов. Формирование выводов о точности методики.

В качестве исходных данных для анализа было использовано три группы временных реализаций, различающихся типом их СПМ:

1. Экспериментальные вибро-акустические реализации, полученные при усталостных испытаниях элемента авиационной конструкции. Используются две записи тензодатчиков, установленных в различных точках образца (длительность 10 с, частота дискретизации 24 кГц). Соответствующие СПМ представлены на рисунках 2.2 и 2.3.

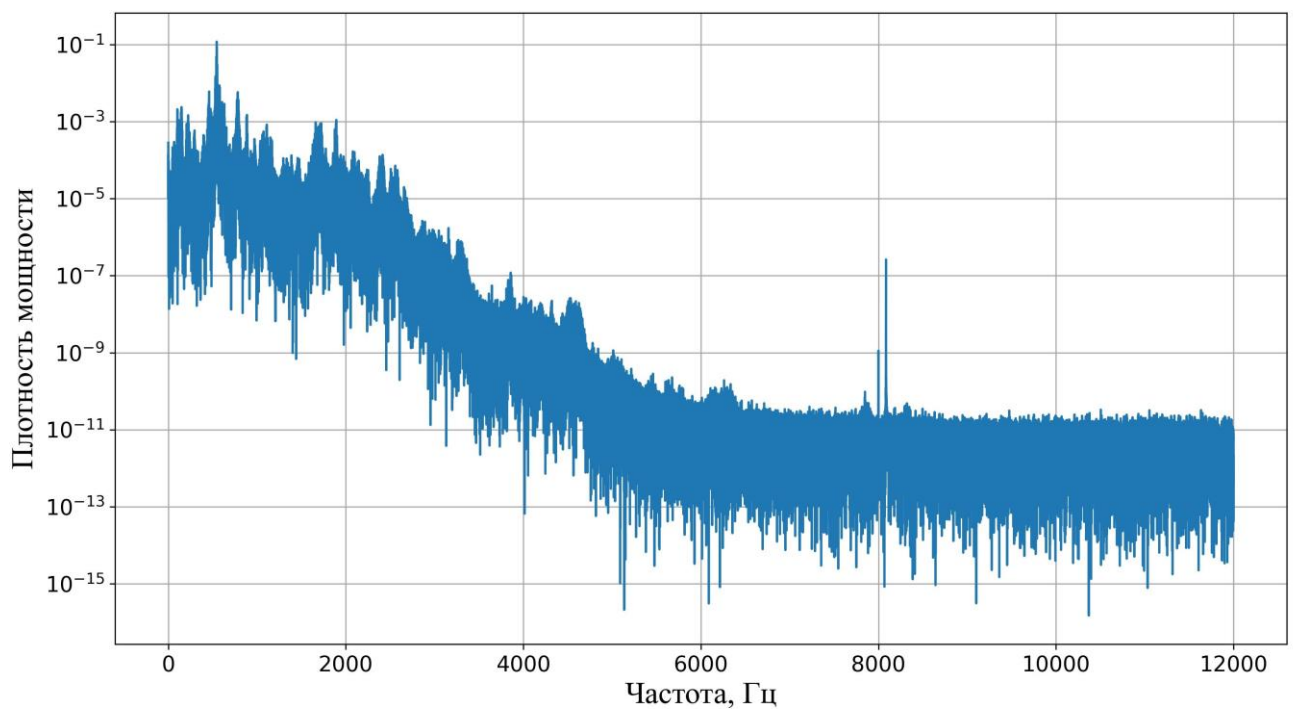


Рисунок 2.2 — СПМ экспериментальной вибро-акустической реализации №1

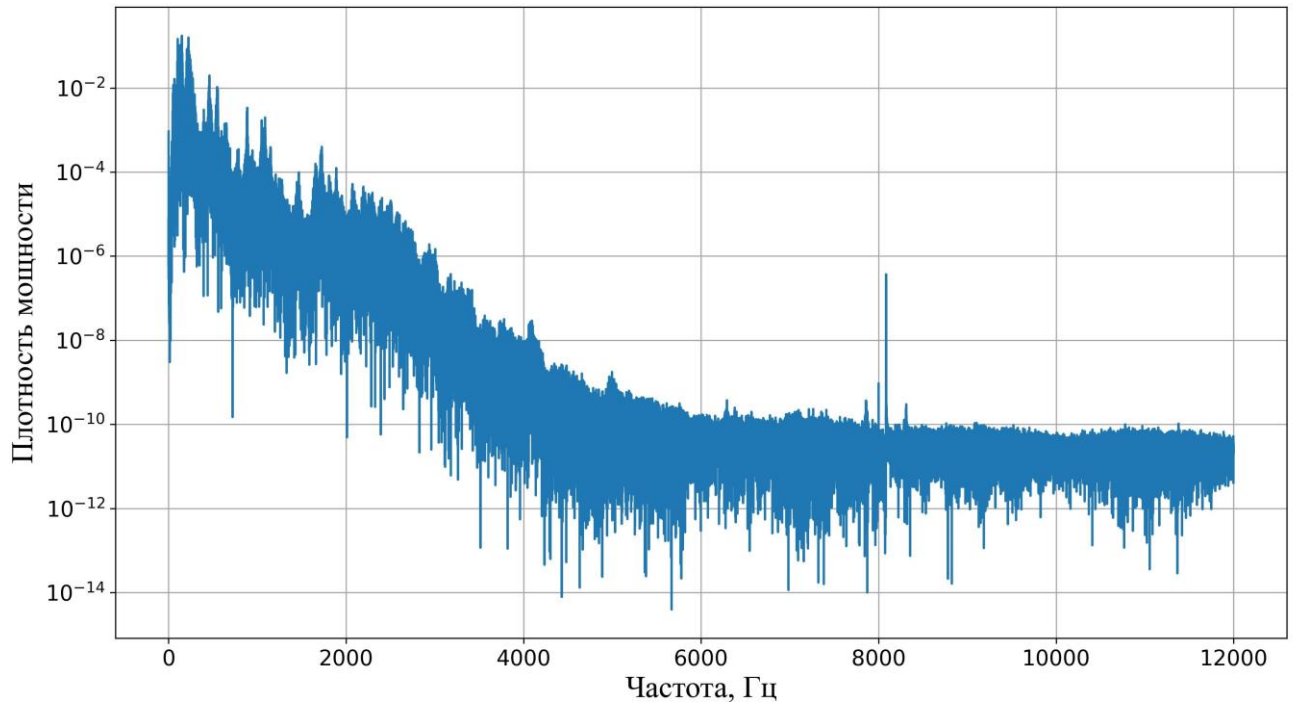


Рисунок 2.3 — СПМ экспериментальной вибро-акустической реализации №2

2. Синтезированные реализации с нормально распределенной СПМ различной ширины, задаваемой стандартным отклонением в процентах от центральной частоты. Рассмотрены реализации с шириной полосы 1%, 15%, 25% (Рисунок 2.4).
3. Синтезированные реализации с двухкомпонентной прямоугольной СПМ (Рисунок 2.5).

Анализ распределения фазовых спектров экспериментальных реализаций (Рисунок 2.6) подтвердил равномерность распределения фаз в диапазоне $[-\pi, \pi]$, что обосновывает корректность их моделирования случайными величинами в разработанном алгоритме.

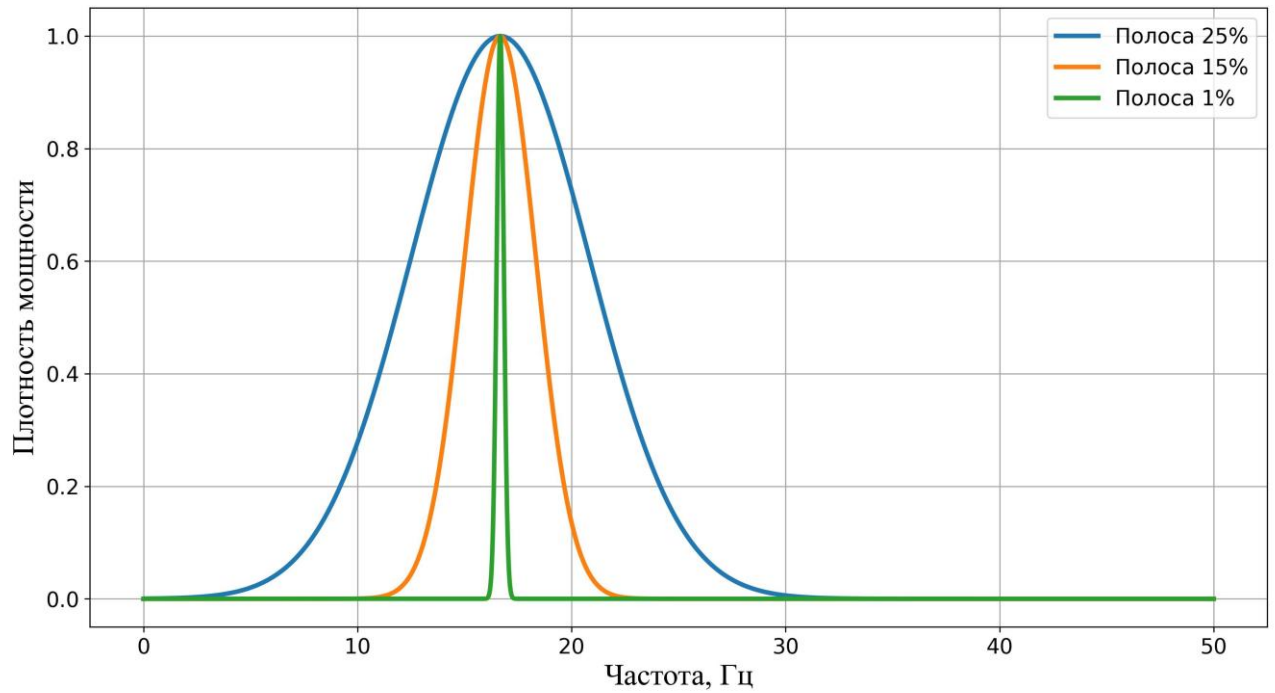


Рисунок 2.4 — Нормально распределённый СПМ синтезированных реализаций

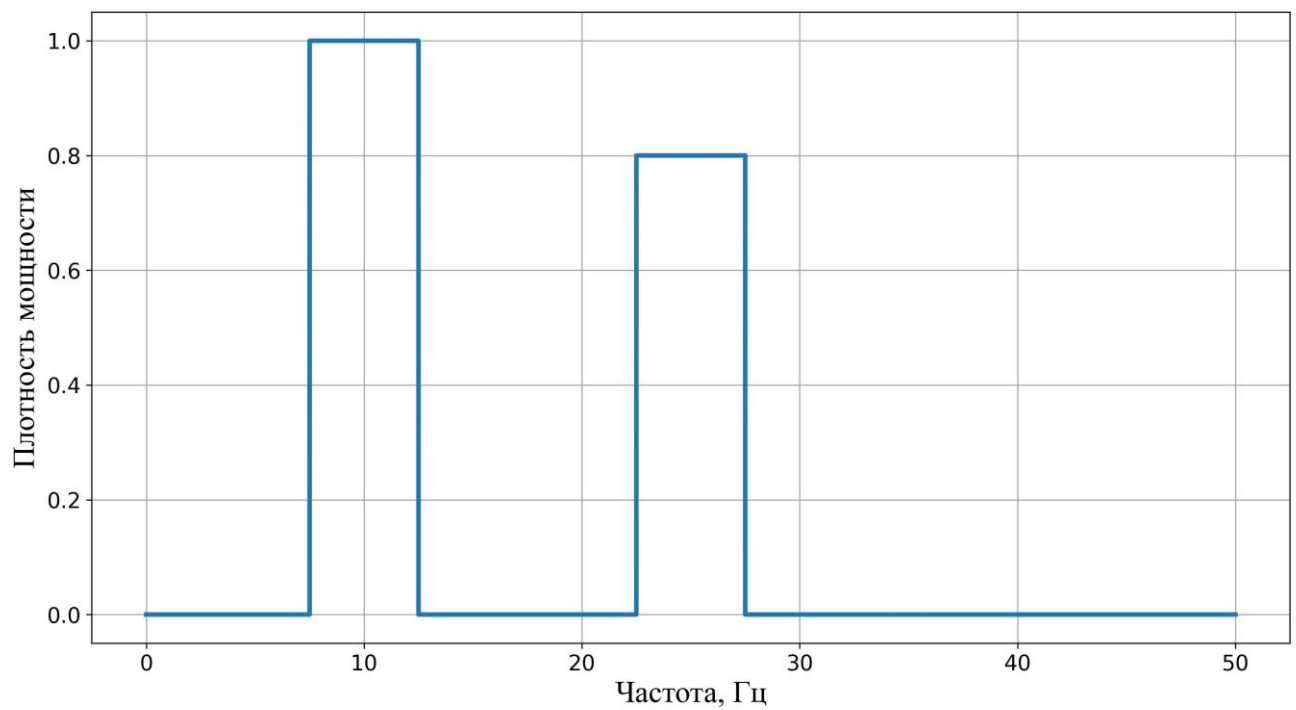


Рисунок 2.5 — Прямоугольный СПМ синтезированных реализаций

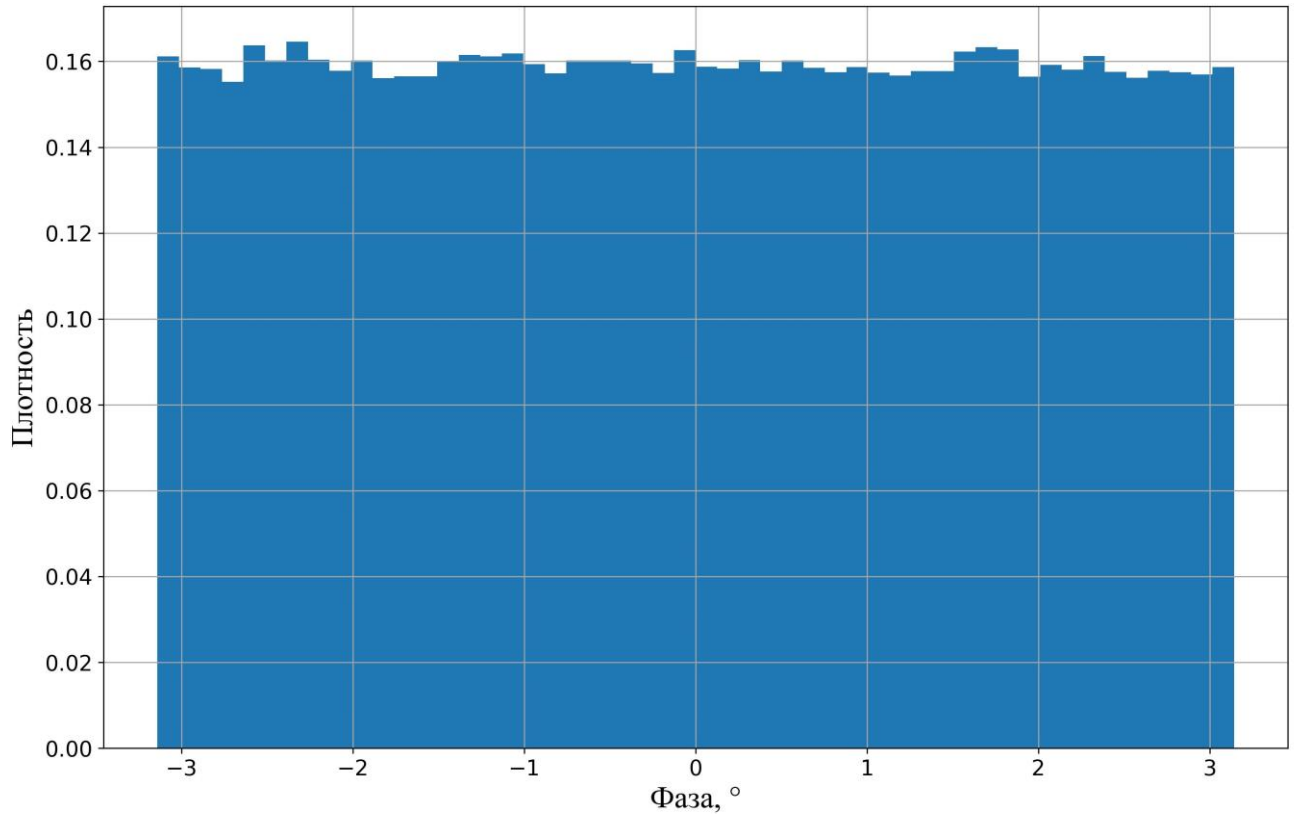


Рисунок 2.6 — Распределение фаз экспериментальной реализации №1

2.3 Результаты анализа

Анализ алгоритма выполнен для широкого диапазона наклона кривых усталости, соответствующих конструкционным сталям, применяемым в авиационной отрасли: $m = 4 \dots 8$. Значение ε в выражении критерия сходимости (2.4) было принято $\varepsilon = 0.001$. При этом определение результирующей оценки повреждаемости производилось после выполнения критерия (2.4) на трёх последовательных итерациях алгоритма подряд.

Полученные значения погрешности разработанного алгоритма относительно оценки повреждаемости по исходной временной реализации представлены на рисунке 2.7. Расчёт ошибки выполнялся по формуле:

$$D = \frac{d_R - d_{MK}}{d_R} \cdot 100\%, \quad (2.5)$$

где d_R – повреждаемость, определённая по исходной временной реализации,
 d_{MK} – повреждаемость, определённая с помощью метода Монте-Карло.

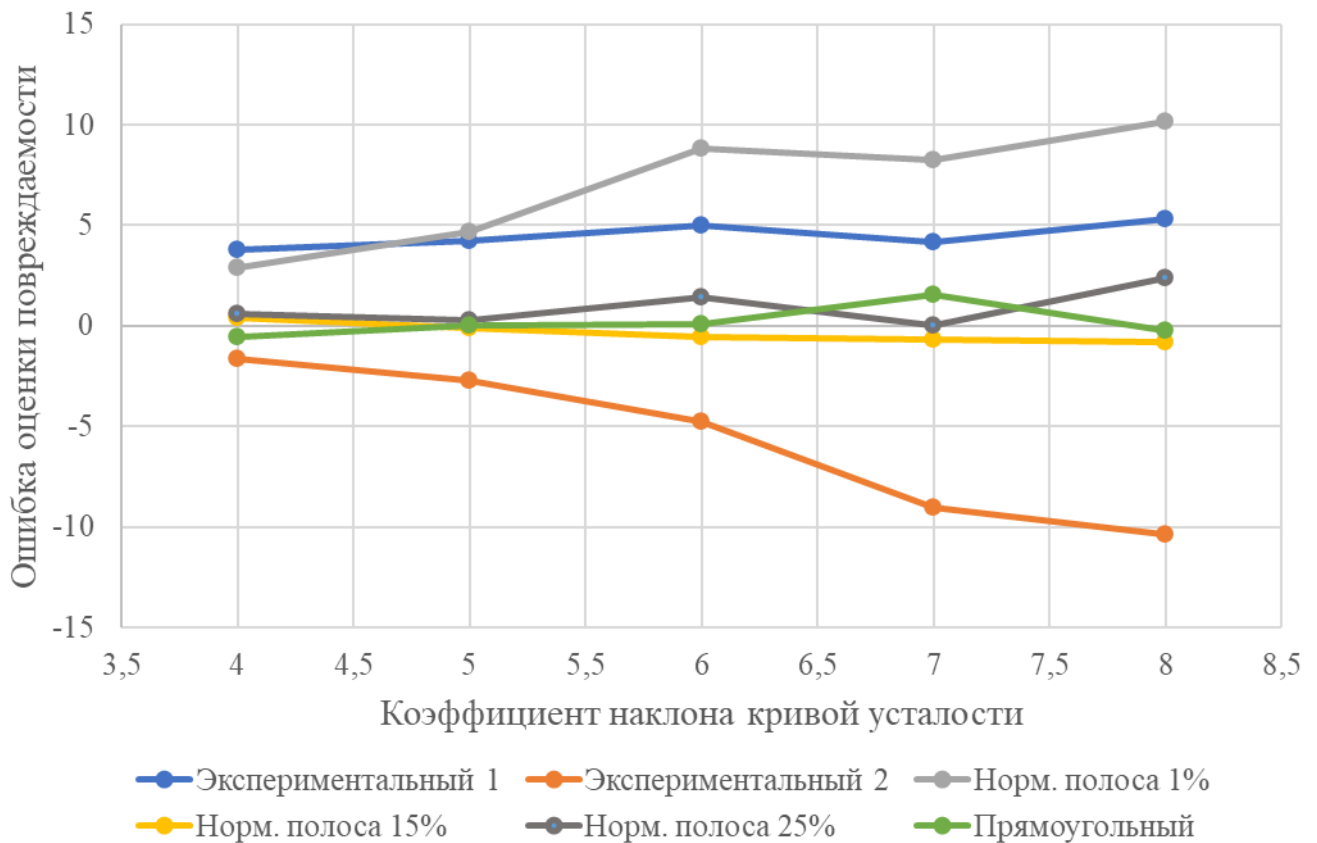


Рисунок 2.7 — Ошибки оценки повреждаемости для исследуемых СПМ

Анализ результатов демонстрирует приемлемую точность оценки повреждаемости разработанным алгоритмом. Погрешность возрастает с увеличением коэффициента наклона кривой усталости m : при $m=4$ абсолютная ошибка не превышает 4%, при $m=8$ — 10.5%. Сравнение распределений эквивалентных напряжений и размахов циклов (рисунки 2.8 и 2.9) показывает хорошее соответствие, подтверждающее преимущество метода Монте-Карло перед классическими частотными методами. Важным отличием является способность алгоритма воспроизводить распределения средних значений циклов, что позволяет корректно опреде-

лять эквивалентные напряжения — характеристику, недоступную для традиционных спектральных методов.

Таким образом, разработанный алгоритм обеспечивает анализ спектрально заданного нагружения с учётом физических механизмов накопления усталостных повреждений, характерных для методов временной области. Это позволяет учитывать особенности нагружения, не отражаемые в частотном представлении, в частности — асимметрию циклов нагружения.

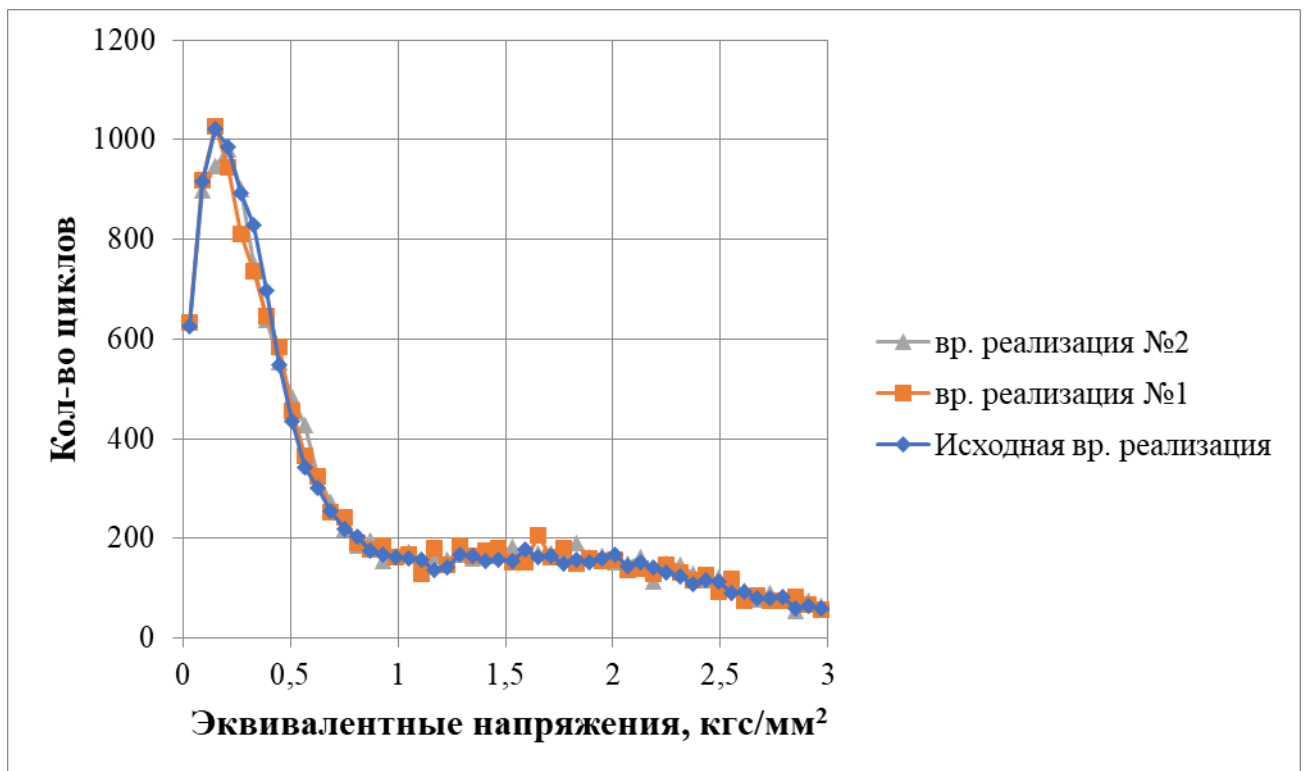


Рисунок 2.8 — Сравнение распределений эквивалентных напряжений полных циклов для экспериментальной реализации №1 и смоделированных методом Монте-Карло реализаций

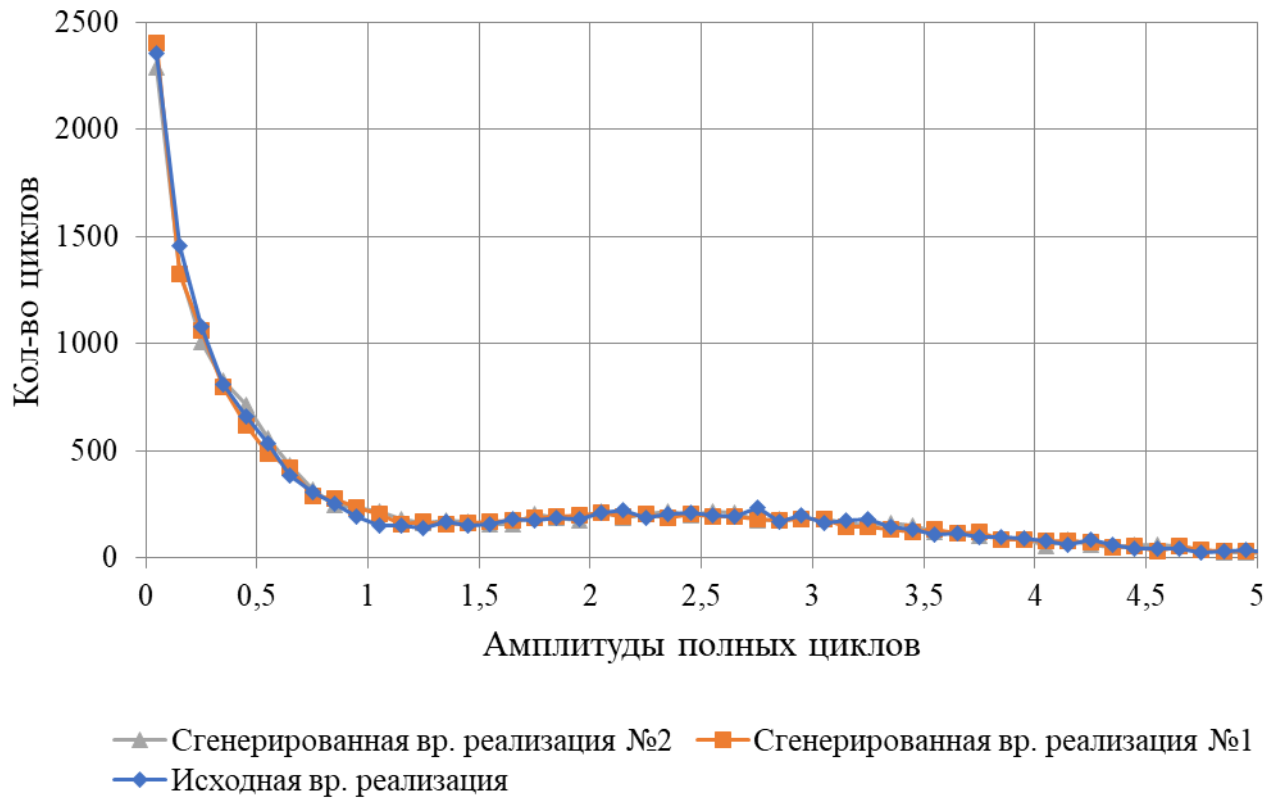


Рисунок 2.9 — Сравнение распределений размахов полных циклов для экспериментальной реализации №1 и смоделированных методом Монте-Карло реализаций

2.4 Особенности обработки нагрузок с «малой» амплитудой

Представление нагружения в частотной области характерно для случайных эргодических процессов, обусловленных, например, вибро-акустическими воздействиями или срывными аэродинамическими явлениями. Подобные режимы характеризуются высокой частотой изменения нагрузок и преобладанием большого количества малоамплитудных циклов. Несмотря на малую величину амплитуды, большое количество таких циклов при линейной аппроксимации кривой усталости в двойных логарифмических координатах может существенно занижать

расчётную усталостную долговечность, что зачастую противоречит эксплуатационной практике.

Особый интерес представляет характерное для самолётов наложение нагрузок с «малыми» амплитудами на медленно меняющиеся высокоамплитудные нагрузки (например, от изменения подъёмной силы). В этом случае кроме амплитуд циклов влияние на повреждаемость оказывают их высокие средние значения, а также чередование циклов высокой амплитуды.

Использование методов временной области или метода Монте-Карло для частотной позволяет анализировать воздействие таких циклов на исследуемую конструкцию. Однако для корректного учёта их влияния необходимы экспериментально подтверждённые данные: требуется анализ разрушений элементов авиационных конструкций, возникших под действием такого нагружения. Методология анализа включает расчетное определение долговечности элементов по известной истории нагружения с последующим сопоставлением с фактической наработкой до появления усталостных трещин или других дефектов.

Проведённое при участии автора исследование [86], посвящённое лабораторной оценке влияния «малых» циклов нагружения на усталостную долговечность стальных образцов, статистически не подтвердило их значимого повреждающего воздействия в рамках рассмотренных режимов. Полученные результаты наиболее близко соотносятся с положением ГОСТ 25.101-83 [13], в соответствии с которым малые нагрузки, не превышающие определённый порог, могут быть отброшены при параметризации нагружения.

Альтернативно для учёта «малых» нагрузок могут использоваться кривые усталости, состоящие из нескольких участков с разным коэффициентом наклона [87] для учёта разных механизмов накопления усталостных повреждений в зависимости от величины амплитуды. При этом горизонтальный участок кривой усталости будет означать наличие у материала предела выносливости — значения нагрузки ниже которого накопление усталостных повреждений не происходит.

Важным результатом работы [86] также стало подтверждение высокой ресурсоёмкости получения статистически достоверных экспериментальных данных для подобных задач — для достоверных выводов требуется значительный объем продолжительных испытаний. В связи с этим наиболее ценным представляется анализ эксплуатационных отказов, поскольку он позволяет избежать дорогостоящих и длительных лабораторных испытаний. Регистрация параметров нагружения в этом случае может быть выполнена с помощью систем мониторинга нагруженности, рассмотренных в параграфе 1.4. Пример применения современных подходов к созданию таких систем с использованием методов искусственного интеллекта рассмотрен в Главе 4 настоящей работы.

Таким образом, развитие алгоритмов оценки долговечности напрямую зависит от получения репрезентативных данных о нагрузках, что, в свою очередь, определяет актуальность создания эффективных систем мониторинга, разработка алгоритмов для которых является предметом исследования в Главе 4.

Выводы

Оценка усталостной долговечности при спектральном представлении нагружения характеризуется применением специальных подходов, основанных на анализе СПМ процесса нагружения. Однако такие методы имеют ряд ограничений, среди которых зависимость от вида спектра действующих нагрузок, отсутствие учёта асимметрии нагружения и др. Повысить точность расчётных оценок позволяет использование физических моделей расчёта сопротивления усталости, разработанных для временной области: метода «дождя», обобщённой формулы Одингга и др.

В настоящей главе разработан алгоритм оценки долговечности по данным о нагруженности, представленным в частотной области, основанный на статистиче-

ском моделировании временных реализаций нагружения на основе спектра плотности мощности (СПМ) методом Монте-Карло. Верификация алгоритма на экспериментальных вибро-акустических реализациях и синтезированных модельных данных показала его практическую применимость в рамках методологии оценки усталостной повреждаемости, принятой в отечественной авиационной отрасли. Погрешность оценки долговечности не превышает 4-10.5% в рабочем диапазоне коэффициентов наклона кривой усталости ($m = 4...8$).

Основные результаты исследований, представленные в настоящей главе, прошли апробацию в рамках таких конференций, как 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Science (ICAS 2020/21) и XX научно-технической конференции по аэроакустике (ЦАГИ). Для автоматизации расчётных задач настоящей главы разработаны и зарегистрированы две программы для ЭВМ: № 2021661002 и № 20211619411 (см. свидетельства в Приложении Б).

ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ НАГРУЖЕНИЯ ПРИ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ОБРАЗЦОВ ИЗ ПКМ

Как отмечено в первой главе, эксплуатация авиационной техники, изготовленной с применением ПКМ в рамках эффективной концепции эксплуатационной живучести, предъявляет повышенные требования к исследованию усталостных характеристик материалов, выполнению точных расчетов роста трещин на основе методов механики разрушения, а также организации системы контроля в процессе эксплуатации с применением современных методов неразрушающего контроля. Особую актуальность приобретает изучение поведения ПКМ при сдвиговых нагрузках (мода II), являющихся критичным режимом нагружения для таких материалов.

В разделе 1.3 представлен обзор методики определения усталостных характеристик трещиностойкости ПКМ по моде сдвига, основанный на корреляции скорости роста трещины с интенсивностью высвобождения энергии на каждом цикле нагружения [64]. В настоящей главе идентифицированы ограничения методики, обнаруженные при испытаниях образцов из отечественных ПКМ и разработан алгоритм автоматизированного определения усталостных характеристик, учитывающий специфику развития расслоений в композиционных материалах.

3.1 Обнаруженные ограничения методики

Основу методики определения усталостных характеристик трещиностойкости ПКМ по моде сдвига составляет установление корреляционной связи между геометрическими параметрами образца (прогибом, нормированным на приложен-

ную нагрузку – податливостью) и длиной развивающейся трещины в условиях циклического нагружения. Последующий анализ полученных зависимостей методами математического анализа и физики разрушения позволяет определить искомые усталостные характеристики.

Экспериментальные данные, регистрируемые испытательным оборудованием, представляют собой зависимость податливости образца от числа циклов нагружения. На рисунке 3.1 представлен характерный вид такой зависимости, полученный автором при проведении усталостных испытаний образцов из отечественного полимерного композиционного материала на испытательной машине Instron ElectroPuls E10000L. Регистрация и запись параметров нагружения ($\delta_{\min}$, $\delta_{\max}$, $P_{\min}$ и $P_{\max}$) во всех испытаниях производилась на каждом цикле нагружения.

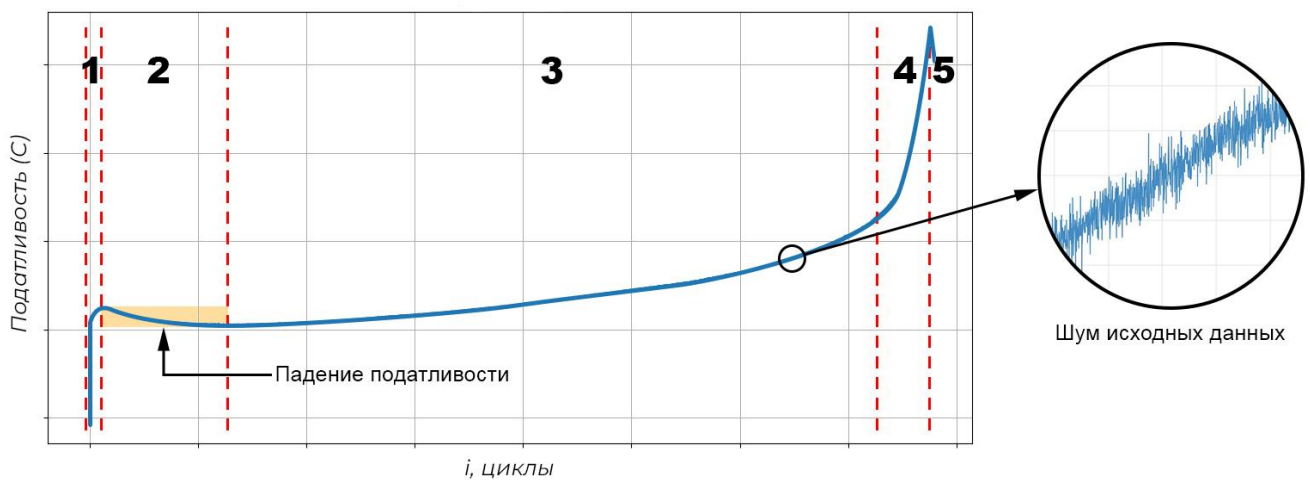


Рисунок 3.1 — Характерный вид зависимости податливости от номера цикла

В правой части рисунка 3.1 показан вид кривой податливости в увеличении. Видно, что регистрируемые исходные данные содержат значительное количество шума. Присутствие этого шума создаёт погрешности из-за искажения физической картины нагружения образца. Так, например, согласно используемой базовой методике [64], используется дифференцирование исходных данных с помощью метода двухсторонней разности, определённого в формуле (1.17). Из курса матема-

тического анализа известно, что производная функции характеризует угол наклона касательной в каждой точке этого графика. Однако шумы приводят к резкому изменению угла наклона касательной в соседних точках измерений. В связи с этим, применение метода двухсторонней разности непосредственно к записям, полученным с испытательной машины, может приводить, в том числе, к отрицательным значениям производной, или, другими словами, к фиктивному уменьшению длины трещины. Для исключения нефизичных значений, необходимо сгладить функцию податливости с помощью метода, обеспечивающего результат, наиболее соответствующий физической картине развития расслоения.

Для сглаживания исходных данных в работе [64] рекомендуется использовать методику, описанную в ASTM E647 [65], а именно скользящий полином второй степени с шириной окна семь точек. Однако, такое сглаживание не позволяет в полной мере устранить нефизичные зависимости в данных. Выбор зависимости для аппроксимации исходных данных будет подробно рассмотрен в следующем разделе настоящей работы.

В представленной на рисунке 3.1 зависимости можно выделить 4 характерных участка:

1. Выход испытательной машины на заданный режим нагружения, сопровождающийся ростом значения податливости. При усталостных испытаниях с частотой 5 Гц величина этого участка не превышает 20 циклов или 4 секунд. Участок связан с особенностями испытательного оборудования и не характеризует состояние образца, в связи с чем этот участок исключается при дальнейшей обработке данных.
2. Падение податливости до некоторого минимального значения.
3. Плавный рост податливости.
4. Быстрый рост податливости.

Эволюция диаграмм нагрузка-перемещение для циклов, выбранных на разных участках кривой податливости приведена на рисунке 3.2. Каждому циклу соответствует петля гистерезиса, которая указывает на наличие трения в системе. С

течением времени происходит перемещение петли вправо (дрейф) и поворот сначала против (уменьшение податливости), а затем по часовой стрелке (увеличение податливости). Дрейф петли гистерезиса вправо связан со смятием поверхности образца в зоне контакта с опорными и нагружающим валиками, которые можно наблюдать после испытаний на поверхности образца.

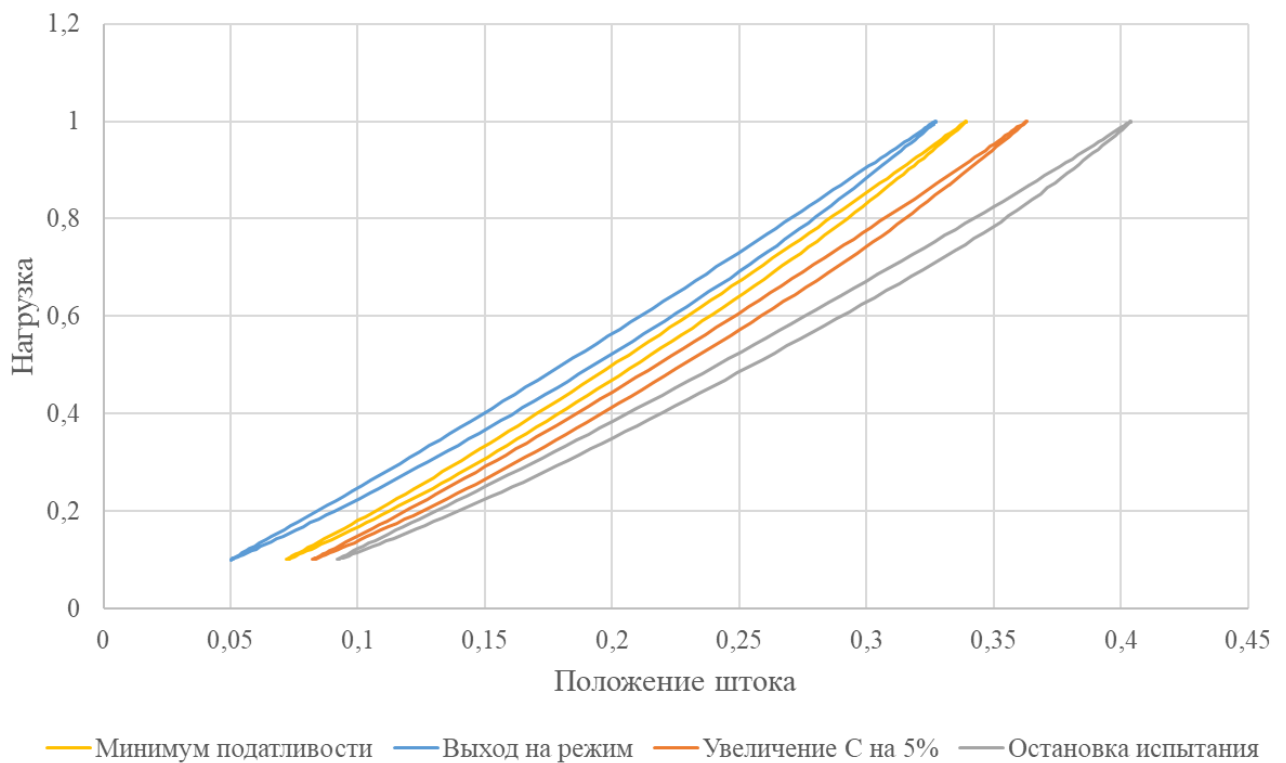


Рисунок 3.2 — Эволюция диаграмм нагрузка-перемещение с течением времени

Согласно предположениям методики, описанной в работе [64], регистрируемая в усталостных испытаниях податливость образца при помощи выражения (1.13) однозначно характеризует длину трещины в образце. Однако, применение этого выражения на втором участке кривой податливости соответствует уменьшению значений длины трещины. Однако, этот факт не находит подтверждения в реальной жизни. Стоит также отметить, что участок падения податливости (участок №2) не описан в работе [64] и отсутствует на приведённых в ней иллюстрациях (Рисунок 1.11).

Таким образом, в методике определения усталостных характеристик трещиностойкости элементарных образцов из ПКМ по моде сдвига присутствуют недостатки в определении длины трещины путём измерения податливости элементарных образцов из ПКМ, выраженные в нефизичном поведении расчётного значения длины трещины в образце. Для устранения этих ограничений требуется модификация методики, сосредоточенная на двух критических аспектах:

1. Оптимизация обработки экспериментальных данных. Необходима разработка подхода для эффективной фильтрации измерительного шума, позволяющая сохранить физическую достоверность зависимостей.
2. Коррекция нефизичных артефактов. Требуется разработка методического подхода для устранения аномалий на втором участке кривой податливости, проявляющихся в нефизичном уменьшении длины под действием циклических нагрузок.

3.2 Предварительная обработка экспериментальных данных

В настоящем разделе рассмотрено несколько способов обработки регистрируемой испытательной машиной зависимости податливости от номера цикла нагружения. Для численной оценки её качества используется стандартное отклонение ошибки аппроксимации, усреднённое по выборке образцов:

$$Er = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M std(C_a - C), \quad (3.1)$$

где $std()$ – стандартное отклонение, C_a – значения аппроксимации податливости, C – экспериментальное значение податливости, M – число образцов для которого определяется ошибка аппроксимации.

Следует отметить, что значение Er равное нулю, соответствует случаю совпадения всех точек аппроксимации с исходными экспериментальными данными.

Оптимальным же значением Er является его минимальное значение, при котором зависимость $a - N$, полученная на основе аппроксимации зависимости $C - N$, является неубывающей функцией. Однако численное определение такого критического значения Er представляет определённые трудности.

3.2.1 Скользящее среднее

Одним из простейших алгоритмов сглаживания данных является скользящее среднее. Основным его параметром является размер окна, который определяет «силу» сглаживания. Часто встречаются рекомендации по выбору его размера равным 5:

$$C_a(N) = \frac{1}{5} \sum_{i=N-2}^{N+2} C(i), \quad (3.2)$$

К преимуществам данного подхода можно отнести простоту его реализации. Между тем, апробация данного подхода на экспериментальных данных не привела к получению неубывающей зависимости $a - N$. Увеличение размера окна позволяет получить более гладкий график, приближенный к желаемому результату, однако в то же время приводит к неопределённости большого количества точек в конце и начале графика. Общее количество неопределённых точек равно размеру выбранного окна. Наличие данного эффекта может приводить к некорректным определениям долговечностей образцов, а также искажению других усталостных характеристик. В связи с этим размер окна должен выбираться минимальным.

Проведённые исследования свидетельствуют, что для получения неубывающей зависимости $a - N$ необходимо выполнять сглаживание графика с индивидуальным размером окна для каждой наработки в процессе усталостных испытаний. При этом размер окна может определяться по формуле:

$$W = k \cdot N_{total}, \quad (3.3)$$

где W – размер окна, k – доля размера окна от общей продолжительности испытаний, N_{total} – общая наработка образца до остановки испытаний.

Для полученных в настоящей работе данных минимальное значение k при котором выполняется условие неубывания длины трещины составило $1/30$. Ошибка аппроксимации при этом достигла значений $Er = 5.94 \cdot 10^{-8}$. Дальнейшее уменьшение величины k приводит к появлению убывающих участков длины трещины, а увеличение – понижает точность аппроксимации.

Стоит отметить, что указанный размер окна определён как минимальный среди минимальных по всем испытанным образцам. Индивидуальный подбор размера окна для каждого образца может повысить среднюю точность аппроксимации.

3.2.2 Кусочно-линейная аппроксимация

Решить проблему неопределённости в начале и конце графика податливости позволяет кусочно-линейная аппроксимация. Идея заключается в разбиении всего графика на части одинакового размера и замене их линейными функциями. Неубывающая зависимость длины трещины при таком подходе была достигнута при разделении графика не менее чем на 30 частей. Ошибка аппроксимации при этом составила $Er = 1.29 \cdot 10^{-7}$.

3.2.3 Фильтр низких частот

Альтернативным способом аппроксимации данных, часто применяющимся при фильтрации шумов, является использование фильтра низких частот. В основе принципа его действия лежит применение преобразований Фурье. Эти преобразования позволяют получить представления исходных данных в частотной области или, другими словами, в виде спектров. Убрав частотные составляющие спектров выше некоторой частоты среза и выполнив обратное преобразование Фурье можно получить исходный сигнал в отфильтрованном виде.

Для апробации этого подхода использовался фильтр низких частот Баттерворта. Такой фильтр характеризуется максимально плоской и монотонно спадающей амплитудно-частотной характеристикой. Аналитическая зависимость коэффициента передачи данного фильтра имеет вид (Рисунок 3.3):

$$K(F) = \frac{1}{\sqrt{1 + F^{2n}}}, \quad (3.4)$$

где $F = f/f_c$ – нормированная частота, f – частота, f_c – частота среза, n – порядок фильтра.

Наиболее распространённой проблемой данного подхода является искажение аппроксимируемого графика на его краях. Устранение данного эффекта возможно продлением графика за границы его области определения. Наилучшие результаты продемонстрировало продление графика параллельно оси абсцисс слева, и линейное продолжение участка его быстрого роста справа.

Для исследуемых данных, регистрируемых с частотой 5 Гц (регистрация каждого цикла при нагружении с частотой 5 Гц) оптимальные параметры фильтра Баттерворта составили: $f_c = 5$ Гц, $n = 5$. Ошибка аппроксимации при этом составила $Er = 4.01 \cdot 10^{-8}$.

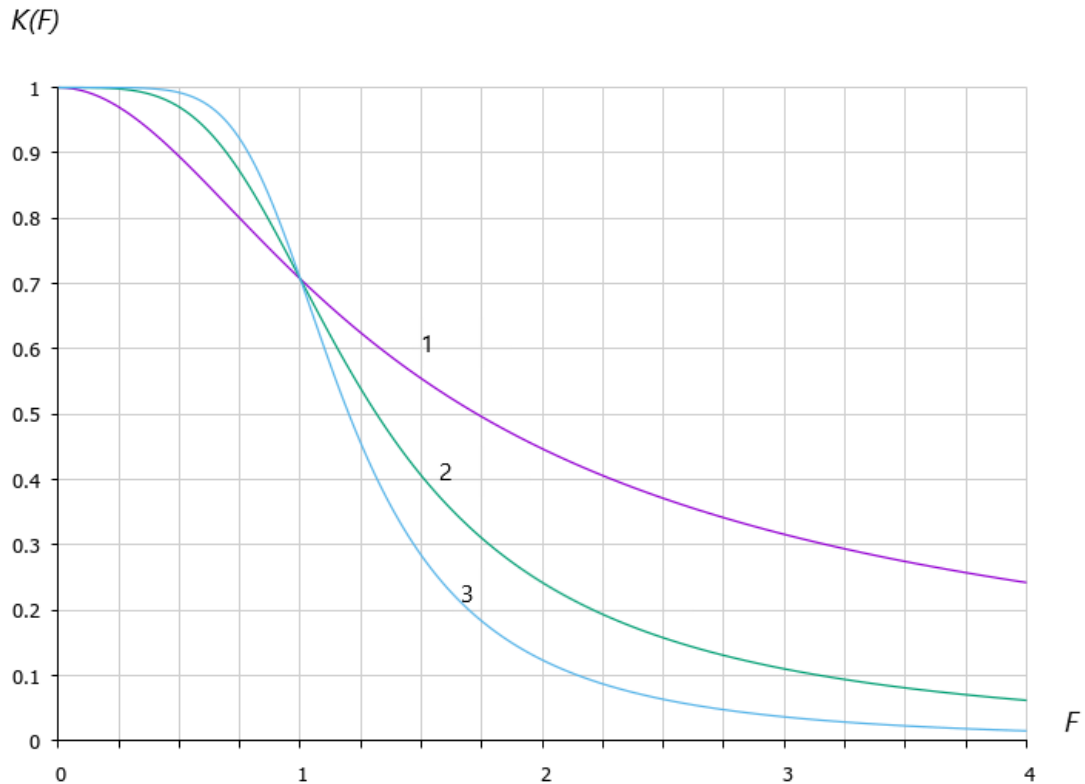


Рисунок 3.3 — Коэффициент передачи фильтра низких частот Баттерворта для $n=1, 2, 3$

3.2.4 Аналитическая аппроксимация

Наиболее перспективным способом аппроксимации может оказаться замена исходной кривой податливости некоторой аналитической зависимостью. К преимуществам такого подхода можно отнести:

1. Возможность получения значений производных аналитическим способом.
2. Возможность интерполяции: получение значения податливости в любом цикле нагружения даже при небольшой частоте регистрации параметров циклов нагружения.

Наиболее простой аналитической зависимостью является полином n -ой степени, который может быть выражен формулой:

$$C_a(N) = \sum_{i=0}^q \beta_i N^i, \quad (3.5)$$

где q – степень полинома, β_i – коэффициенты полинома.

Для определения оптимальной степени полинома был проведён ряд численных моделирований:

1. Определение стандартного отклонения ошибки аппроксимации Er в зависимости от степени полинома (Рисунок 3.4).
2. Определение коэффициента наклона кривой усталости m в зависимости от степени полинома (Рисунок 3.5).
3. Определение коэффициента наклона КДР n в зависимости от степени полинома (Рисунок 3.6).

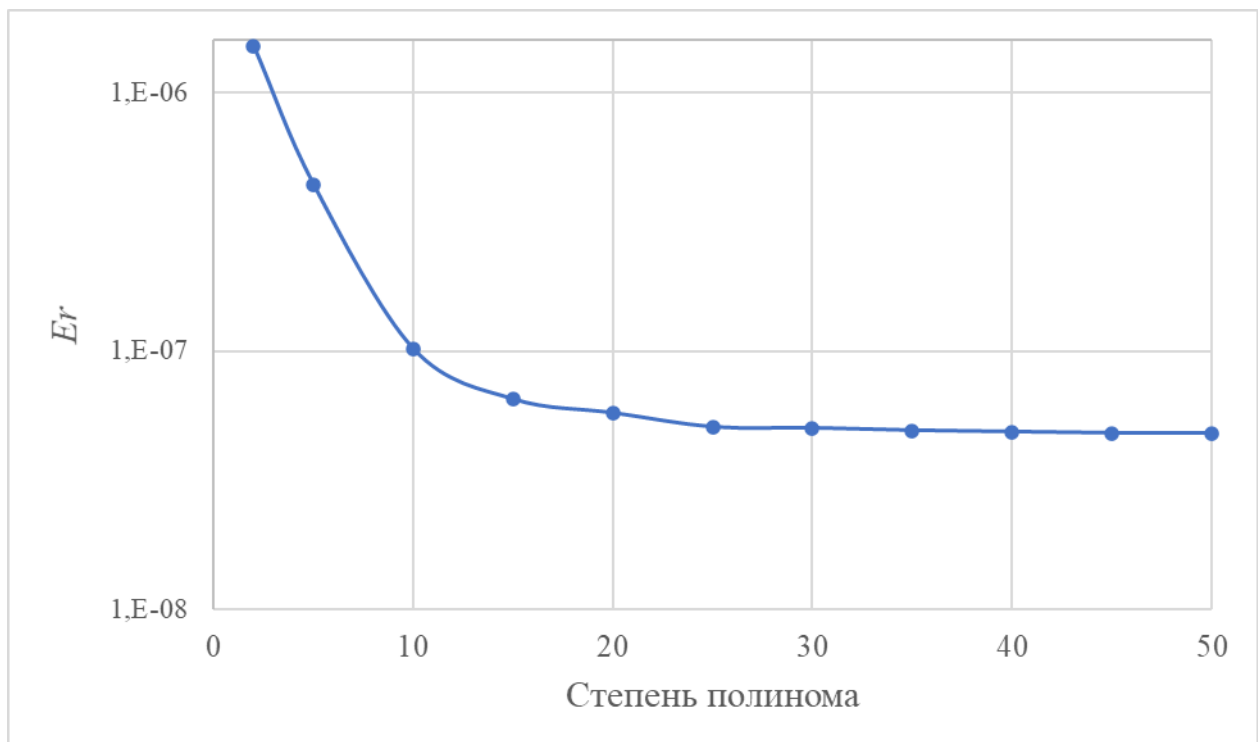


Рисунок 3.4 — Зависимость Er от степени полинома

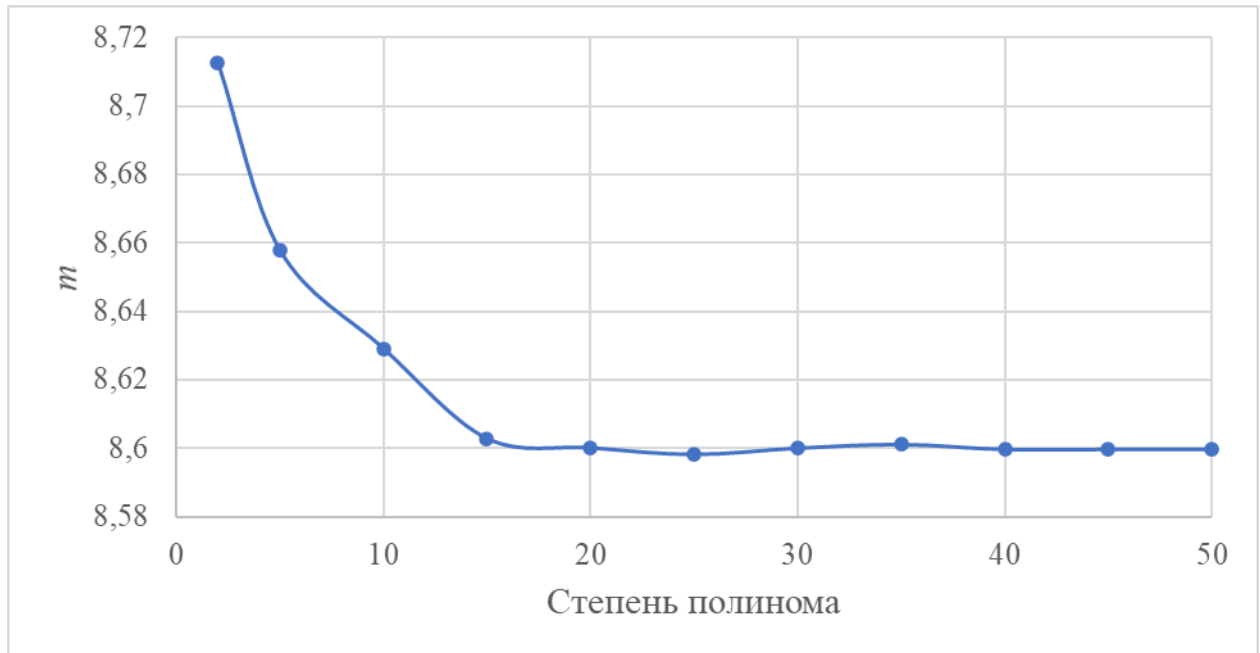


Рисунок 3.5 — Зависимость коэффициента наклона кривой усталости m от степени полинома

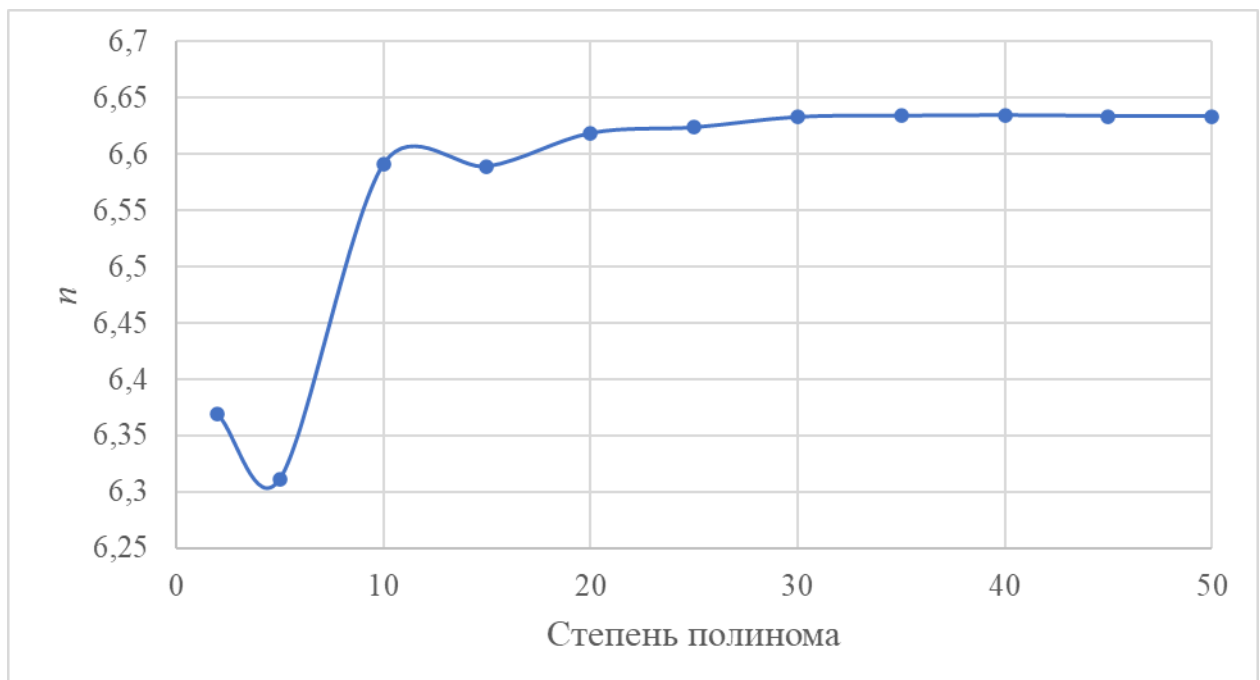


Рисунок 3.6 — Зависимость коэффициента наклона КДР n от степени полинома

Анализ зависимости на Рисунок 3.4 свидетельствует о том, что ошибка аппроксимации Er падает при увеличении степени полинома и достигает своего

минимального значения ($Er = 5.07 \cdot 10^{-8}$) при $n = 25$, после чего меняется незначительно.

Коэффициент наклона кривой усталости (Рисунок 3.5) показывает аналогичное поведение, но достигает своего минимума чуть раньше, при $n = 15 - 20$. Данный факт может быть объяснён тем, что локальные отклонения аппроксимированной зависимости от исходной (наблюдающиеся при $n > 15$) приводят к увеличению ошибки аппроксимации, но не оказывают существенного влияния на значения долговечности образцов, определяемые по выбранному критерию разрушения.

Другая картина наблюдается для коэффициента наклона КДР (Рисунок 3.6). В отличие от рассмотренных ранее характеристик, его значения растут, а не падают при увеличении степени полинома. При этом его максимум достигается позже, при $n = 30$, что может быть связано с большим количеством промежуточных вычислений, и в том числе, необходимостью дифференцирования длины трещины.

Выполненный анализ свидетельствует о том, что аналитическая аппроксимация податливости при помощи полинома n -ой степени достигает наилучшей точности в диапазоне $n = 15 - 30$.

3.2.5 Результаты сравнения различных способов обработки данных податливости

Результаты сравнения различных способов аппроксимации приведены в таблице 3.1. Можно видеть, что наибольшую точность аппроксимации показывает фильтр низких частот. Однако применение этого метода оказывается трудоёмким, кроме того, он не позволяет выполнять интерполяцию данных, что может быть

необходимо для точного определения долговечности образцов при сравнительно небольшой частоте регистрации параметров циклов.

Таблица 3.1 — Результаты сравнения различных способов аппроксимации податливости

Метод	Недостатки	Преимущества	Минимальная Er при неубывании длины трещины
Скользящее среднее	Неопределённость на границах области определения	Простота реализации	5.94E-08
Кусочно-линейная аппроксимация	Самая низкая точность среди исследованных методов	Возможность интерполяции	1.29E-07
Фильтр низких частот Баттерворта	Искажения на границах области определения. Сложность реализации в Excel.	Самая высокая точность аппроксимации	4.01E-08
Полиномиальная аппроксимация	Искажения при включении в аппроксимацию параметров циклов после этапа быстрого роста трещины	Высокая точность аппроксимации. Возможность интерполяции. Отсутствие ограничений к шагу регистрации параметров циклов. Простота реализации в Excel.	5.07E-08

Второй по точности подход – применение полиномиальной зависимости обладает большим количеством преимуществ: может быть легко реализован средствами Excel; позволяет интерполировать данные; определять значения производ-

ных аналитическим путём и работает даже с данными, регистрируемыми с разным шагом в течение одного усталостного испытания. Наличие большого количества преимуществ и высокая точность аппроксимации делают этот метод наиболее привлекательным для решения поставленной задачи. При этом, общей рекомендацией может служить выбор степени полинома в диапазоне 15-30 или проведение дополнительных исследований для определения его оптимального значения в каждом конкретном исследовании.

3.3 Исключение артефактов расчётных значений длины трещины

Для исключения участков кривой податливости, соответствующих некорректному уменьшению длины трещины, экспериментальные значения податливости образца корректируются с помощью специального множителя k_δ , обеспечивающего монотонное возрастание функции в соответствии с физической моделью развития повреждения:

$$C_k(N) = k_\delta(N) \cdot C_a(N), \quad (3.6)$$

где $k_\delta(N)$ – корректирующий множитель, $C_k(N)$ – скорректированное значение податливости, $C_a(N)$ – исходное значение податливости после предварительной обработки, описанной в предыдущих параграфах.

Определение корректного вида зависимости корректирующего множителя $k_\delta(N)$ от номера цикла нагружения требует проведения дополнительных исследований с остановками испытаний в ключевые моменты и последующим измерением длины трещины методами неразрушающего контроля. Однако, данная задача сопряжена с некоторыми методическими трудностями, обусловленными:

1. Необходимостью извлечения образца из испытательной оснастки для проведения измерений, что нарушает целостность экспериментальных условий. Неточность позиционирования образца после повторной установки в

испытательную машину может привести к изменению характера нагружения.

2. Ограниченной точностью популярных методов неразрушающего контроля при сравнительно небольшом диапазоне изменения длины трещины.

В связи с этим, валидация зависимости $k_{\sigma}(N)$ запланирована на этапе оформления разработанного алгоритма определения расчётных характеристик ПКМ в виде стандарта, что позволит привлечь дополнительные ресурсы и усовершенствовать методический аппарат исследований.

В работе предложена гипотеза о пропорциональной зависимости корректирующего множителя $k_{\sigma}(N)$ от текущей длины трещины, определяемой в соответствии с выражением (1.13). Рассмотрено три вида зависимости:

1. Линейная:

$$k_{\sigma}(N) = \eta \cdot \left(\frac{C_a(N) - A}{m} \right)^{1/3} + \xi, \quad (3.7)$$

2. Квадратичная:

$$k_{\sigma}(N) = \eta \cdot \left(\frac{C_a(N) - A}{m} \right)^{2/3} + \xi, \quad (3.8)$$

3. Кубическая:

$$k_{\sigma}(N) = \eta \cdot \frac{C_a(N) - A}{m} + \xi, \quad (3.9)$$

где η и ξ – коэффициенты аппроксимации корректирующего множителя $k_{\sigma}(N)$.

Определение коэффициентов η и ξ выполняется с помощью двух значений длины трещины, определённых доступными визуальными и инструментальными средствами до и после циклического нагружения образца – a_n и a_k , соответственно.

Приведённое выражение (3.6) характеризует 3 и 4 участки кривой $S - N$ (см. Рисунок 3.1). На 2-м участке этой кривой принимается постоянное значение податливости, равное начальному значению на 3-м участке. Таким образом, выпол-

ненная модификация позволяет получать скорректированное значение податливости, позволяющее получить значения длины трещины в любой момент циклического нагружения, совпадающее с точными значениями длины в начальный и конечный момент нагружения (Рисунок 3.7).

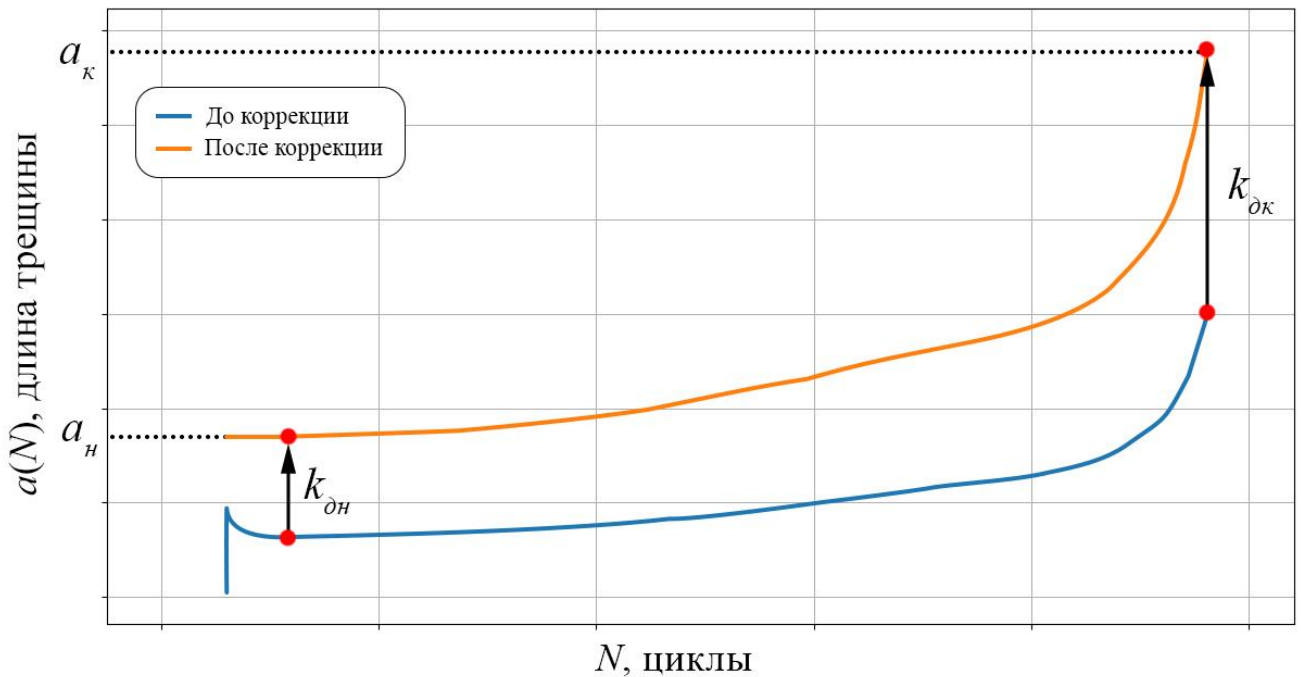


Рисунок 3.7 — Схема корректировки длины трещины

3.4 Автоматизированный алгоритм определения усталостных характеристик

Определение усталостных характеристик с использованием рассмотренной в настоящей работе методики [64] и выполненных в ней модификаций представляет собой сложную многоэтапную задачу, требующую обработки значительных массивов экспериментальных данных для каждого образца. Применение традиционных офисных приложений (таких как MS Excel) сопряжено с существенными

трудностями: высокой трудоёмкостью, необходимостью рутинных операций и риском ошибок вследствие человеческого фактора при обработке данных.

Для решения этих проблем в рамках диссертационного исследования разработано специализированное программное обеспечение, автоматизирующее полный цикл обработки экспериментальных данных: от импорта сырых данных испытаний до построения графиков кривых усталости и кинетических диаграмм разрушения, а также генерации протоколов испытаний.

Ключевыми преимуществами разработанного ПО являются:

1. Высокая производительность обработки данных: сокращение времени обработки одного эксперимента с нескольких часов до минут; возможность пакетной обработки серий испытаний.
2. Исключение субъективных ошибок: полная автоматизация расчётных процедур; стандартизация алгоритмов обработки; воспроизводимость результатов.
3. Гибкость и расширяемость: модульная архитектура для лёгкой модификации алгоритмов.

Программа разработана на языке программирования Python 3.9.18 с применением библиотек Pandas (анализ данных), Numpy (численные методы), SciPy (статистическая обработка), Matplotlib (визуализация данных) и др. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025615690 (см. Приложение Б).

3.5 Результаты применения разработанного алгоритма

Разработанный программное обеспечение, реализующее модифицированную методику [64], основанной на аппроксимации исходной зависимости податливости полиномом 25-й степени с последующей фильтрацией нефизичных участков

кинетики роста трещины, был апробирована в ходе усталостных испытаний образцов из отечественных полимерных композиционных материалов. Материалы и технологии изготовления образцов были максимально приближены к реальным производственным условиям (укладка волокон, применяемые технологические процессы). Испытания выполнены на сервоэлектрической машине Instron ElectroPuls E10000L, способной развивать максимальное усилие 10 кН.

Исследование проведено на двух группах образцов, различающихся средней толщиной: 4.2 мм (далее «тонкие») и 13.6 мм (далее «толстые»). Для каждой группы применены два альтернативных метода инициирования трещины:

1. Введение разделительной плёнки между слоями при изготовлении образца.
2. Метод механического расклинивания после отверждения материала.

Для сокращения обозначений в дальнейшем изложении принята следующая система обозначений типов образцов:

1. «тп» — тонкие образцы (4.2 мм) с трещиной, инициированной разделительной плёнкой.
2. «Тп» — толстые образцы (13.6 мм) с трещиной, инициированной разделительной плёнкой.
3. «тр» — тонкие образцы (4.2 мм) с трещиной, созданной методом расклинивания.
4. «Тр» — толстые образцы (13.6 мм) с трещиной, созданной методом расклинивания

Для каждого типа образцов были получены кривые усталости и КДР как без учёта выполненных модификаций (немодифицированный метод), так и с ними (модифицированный метод). В таблице 3.2 приведены результаты сравнения полученных усталостных характеристик (m , S_{lgN} , n , $S_{lg(da/dN)}$ — см параграф 1.3) в процентах их изменения относительно немодифицированного метода, а в таблице 3.3 — значения корректирующего множителя $k_o(N)$ в начале и конце циклического нагружения для всех рассмотренных типов образцов.

Таблица 3.2 — Результаты сравнения усталостных характеристик, полученных по исходной и модифицированной методике для образцов типов т4 и т14.

$k_o(N)$	Тип образцов	n	$S_{lg(da/dN)}$	m	S_{lgN}
Линейный	тп	-13.9%	44.2%	-9.5%	7.2%
	тр	-19.4%	-8.3%	-1.9%	3.0%
	Тп	40.5%	-20.4%	3.2%	4.5%
	Тр	105.5%	-21.0%	-5.0%	-12.8%
Квадратичный	тп	-12.6%	44.1%	-9.4%	6.1%
	тр	-18.5%	-10.9%	-1.5%	2.5%
	Тп	40.6%	-20.7%	2.5%	3.5%
	Тр	98.0%	-22.4%	-2.8%	-7.0%
Кубический	тп	-11.3%	44.0%	-9.2%	5.1%
	тр	-17.6%	-13.3%	-1.2%	2.0%
	Тп	41.7%	-20.8%	1.9%	2.5%
	Тр	89.2%	-24.5%	-1.1%	-2.8%

Таблица 3.3 — Средние значения корректирующего множителя $k_o(N)$ при начальной (k_{oH}) и конечной (k_{oK}) длине трещины

Тип образцов	k_{oH}	k_{oK}
тп	1.05	1.18
тр	1.05	1.12
Тп	1.15	1.31
Тр	1.15	1.25

Из таблицы 3.2 видно, что уточнение усталостных параметров трещиностойкости за счёт модификации может достигать значительных величин. Так, показатель степени кинетической диаграммы разрушения для образцов типа Тр увели-

чился на 105%. Можно также отметить, что значения корректирующего множителя для всех исследованных образцов увеличиваются в процессе циклического нагружения (Таблица 3.3). Исходя из полученных значений также можно сделать вывод о том, что величина коэффициента k_σ коррелирует с толщиной исследуемых образцов: он больше для образцов большей толщины.

Выводы

В настоящей главе разработан алгоритм и специальное программное обеспечение анализа циклического нагружения образцов из полимерно-композиционных материалов для определения их усталостных характеристик трещиностойкости по моде сдвига, учитывающий специфику развития расслоений в композиционных материалах. Ключевыми усовершенствованиями базовой методики [64] являются:

1. Фильтрация исходных данных усталостных испытаний (значений нагрузок и перемещений) при помощи полинома 25 степени, позволяющая сохранить физическую достоверность зависимостей, а также представить исходные данные в аналитический виде, удобном для последующего анализа.
2. Устранение несоответствий расчётных и экспериментальных значений длины трещины до и после циклического нагружения, а также участков с отрицательной скоростью роста трещины.

Апробация алгоритма применительно к образцам различной толщины показала, что уточнение усталостных параметров трещиностойкости за счёт модификации может достигать значительных величин. Так, показатель степени кинетической диаграммы разрушения для образцов толщиной 13.6 мм за счёт корректировки модифицированным методом увеличился на 105%. Полученные результаты

станут основой для разработки модифицированной методики и нормативной документации по определению усталостных характеристик ПКМ по моде сдвига.

Результаты, полученные в настоящей главе, прошли апробацию в рамках XIX Всероссийской школы-конференции молодых учёных «Проблемы механики: теория, эксперимент, новые технологии» (ПМ: 2025). Для автоматизации определения усталостных характеристик по модифицированной методике разработана и зарегистрирована программа № 2025615690 (см. свидетельство в Приложении Б).

ГЛАВА 4. РАЗРАБОТКА НЕЙРОСЕТЕВЫХ АЛГОРИТМОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ НАГРУЖЕНИЯ ШАССИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА ПО ПАРАМЕТРАМ ПОЛЁТА

Анализ фактических эксплуатационных нагрузок, действующих на элементы шасси транспортных самолётов, в рамках концепции эксплуатационной живучести представляет значительный практический интерес, поскольку позволяет пересмотреть консервативные нормативные оценки в сторону увеличения назначенного ресурса и интервалов между осмотрами. Традиционные подходы, основанные на прямых измерениях с помощью тензодатчиков, обеспечивают высокую точность, но сопряжены с существенными затратами на установку и обслуживание дополнительного оборудования, а также необходимостью его сертификации.

Альтернативным решением является косвенное моделирование нагрузок на основе данных штатного аварийного бортового регистратора. Перспективным направлением является применение искусственных нейронных сетей, способных эффективно выявлять сложные нелинейные зависимости между параметрами полета и нагруженностью конструкции. Данная глава посвящена разработке специализированных искусственных нейронных сетей для анализа нагруженности шасси транспортного самолёта — задаче, не имеющей готовых решений в современных исследованиях.

4.1 Общий подход к оценке нагрузок с помощью ИНС

В настоящее время единая методика мониторинга нагруженности конструкций ЛА с применением нейросетевых технологий отсутствует, однако общую схему можно представить в виде четырёх этапов (Рисунок 4.1):

1. **Сбор данных в лётном эксперименте.** Включает определение критических мест конструкции, разработку схемы датчиков и программы специальных манёвров для сбора данных. Измерения проводятся с использованием штатных и дополнительных систем с формированием единой базы данных.
2. **Предварительная обработка данных.** Предполагает фильтрацию записей, исключение артефактов измерений, синхронизацию и нормализацию разнородных данных. Выделяются параметры полёта, наиболее значимо влияющие на повреждаемость, и формируется выборка для обучения моделей.
3. **Построение нейросетевых моделей.** Заключается в сравнительном анализе различных архитектур ИНС, их обучении на подготовленных данных и выборе оптимальной конфигурации для решения конкретных задач мониторинга.
4. **Мониторинг нагруженности в эксплуатации.** Предусматривает интеграцию обученных моделей в методику анализа эксплуатационных данных.



Рисунок 4.1 — Схема подхода к мониторингу нагруженности шасси транспортного самолёта с применением ИНС

В настоящей главе рассмотрены задачи второго и третьего шагов, представленной выше схемы для разработки оптимального нейросетевого алгоритма моделирования нагруженности шасси транспортного самолёта по данным его аварийного бортового регистратора.

4.2 Исходные данные

Для построения нейросетевого алгоритма использовались записи двух систем опытного экземпляра самолёта, участвующего в программе лётных испытаний: штатного бортового регистратора и дополнительной измерительной системы на режиме пробега по взлётно-посадочной полосе (ВПП) после касания. В исследование включены данные для основной и передней опор шасси, полученные в ходе 17 пробегов на 4-х аэродромах России.

Дополнительная измерительная система фиксировала вертикальные усилия на основной и передней опорах шасси. Штатный аварийный бортовой регистратор предоставил данные по 28 параметрам, определяющим динамику самолёта (угол крена, путевая скорость и др.), положение управляющих поверхностей и исполнительных механизмов (угол отклонения руля высоты, угол поворота колеса передней опоры шасси и др.), а также продольную, нормальную и поперечную перегрузки.

Предварительная обработка включала:

1. **Синхронизация данных.** Необходима для совмещения временных последовательностей с двух используемых систем. Выполнена путём совмещения записей общих параметров обеих систем с определением оптимального временного сдвига.

2. **Передискретизация.** Для упрощения архитектуры моделей и процесса обучения частота дискретизации всех данных была приведена к единому значению 16 Гц.
3. **Нормализация.** Для упрощения поиска весовых коэффициентов ИНС все данные были приведены к единому диапазону изменения значений при помощи алгоритма «нормализация средним»:

$$x_{norm_i} = \frac{x_i - \mu}{\sigma}, \quad (4.1)$$

где μ – среднее значение величины, σ – среднеквадратичное отклонение величины от среднего значения μ , x_i – регистрируемый параметр с номером i .

Коэффициенты μ и σ определялись для каждого входного и выходного параметра индивидуально по значениям всех пробегов обучающего множества. Для нормализации данных валидационного множества использовались коэффициенты, определённые на обучающем множестве.

Для построения и оценки моделей все данные были разделены на два непересекающихся множества: обучающее (12 пробегов) и тестовое (5 пробегов). Первое использовалось для обучения (определения весов) моделей, а второе – для определения фактической точности ИНС. Тестовое множество строилось таким образом, чтобы в него вошли пробеги на всех 4 исследуемых аэродромах.

В настоящей главе представлены результаты при моделировании нагрузок на передней опоре шасси при пробегах, но аналогичные результаты, были получены и для основной опоры.

4.3 Критерии оценки точности ИНС

Для оценки качества обученных моделей ИНС и выбора оптимального из них были использованы следующие метрики:

1. Средняя абсолютная ошибка в процентах (MAPE, mean absolute percentage error):

$$MAPE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{t_i - y_i}{t_i} \right| \cdot 100\%, \quad (4.2)$$

где t_i – измеренные значения, y_i – значения, полученные с помощью ИНС, n – количество анализируемых значений нагрузки.

Определяет ошибку модели при предсказании значений нагрузок. Обладает хорошей интерпретируемостью: выражается в процентах, что упрощает понимание точности модели вне зависимости от абсолютной величины нагрузки.

2. Средняя процентная ошибка (MPE, Mean Percentage Error):

$$MPE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{t_i - y_i}{t_i} \cdot 100\%, \quad (4.3)$$

где t_i – измеренные значения, y_i – значения, полученные с помощью ИНС, n – количество анализируемых значений нагрузки.

Определяет систематическую ошибку предсказания значений нагрузок (занижение / завышение прогноза). Наряду с MAPE легко интерпретируется благодаря процентной природе.

3. Процентная ошибка оценки повреждаемости:

$$D = \frac{d_f - d_{NN}}{d_f} \cdot 100\%, \quad (4.4)$$

где d_f и d_{NN} – повреждаемости, определённые по измеренным и смоделированным ИНС значениям нагрузок соответственно.

В отличие от предыдущих метрик определяет ошибку интегрального параметра – усталостной повреждаемости. Легко интерпретируется и показывает смещение оценки в консервативную ($D < 0$) и неконсервативную ($D > 0$) области.

Усталостные повреждаемости и определялись в соответствии с подходом, принятым в отечественной авиационной отрасли и изложенным в параграфе 2.1.1.

4.4 Особенности технической реализации

Работа с нейронными сетями требует применения комплексного математического аппарата, включающего методы анализа временных рядов и оптимизации архитектур ИНС. Эффективная реализация таких алгоритмов требует использования современных инструментов оптимизации кода и максимально полное задействование вычислительных ресурсов доступного оборудования. Наиболее продуктивным подходом является применение инструментария, получившего широкое распространение и прошедшего многократную валидацию при решении практических научно-технических задач.

К числу таких проверенных инструментов относится язык программирования Python, который был выбран для проведения настоящего исследования. Его ключевые преимущества включают высокую скорость разработки, гибкость синтаксиса и обширную экосистему библиотек для обработки данных и машинного обучения, что сделало его одним из наиболее популярных решений в области науки о данных.

Исследование выполнено с использованием интерпретатора Python версии 3.12.3. Для анализа и предварительной обработки данных применялись классические библиотеки научного стека: Pandas и NumPy (манипуляции с данными и численные вычисления), SciPy (статистическая обработка и научные вычисления),

Matplotlib (визуализация данных и построение графиков). Для обучения искусственных нейронных сетей использовалась высокоуровневая библиотека Keras, функционирующая как надстройка над фреймворком TensorFlow, разработанным компанией Google для распределённых тензорных вычислений и машинного обучения.

Оптимизация гиперпараметров ИНС (параметров, фиксируемых до начала обучения) выполнялась с использованием библиотеки Optuna. Задача оптимизации (минимизации ошибки ИНС на валидационном множестве) решалась методом байесовского поиска. В основе применённого подхода лежит вероятностная модель, которая последовательно уточняет апостериорное распределение вероятностей оптимальности параметров после каждой итерации, что позволяет эффективно исследовать пространство гиперпараметров и сократить количество необходимых итераций.

Все вычисления проводились на персональном компьютере под управлением операционной системы Windows 11. Аппаратная конфигурация включала центральный процессор Intel Core Ultra 7 155H и графический ускоритель NVIDIA GeForce RTX 4050 Laptop GPU с 6 ГБ видеопамяти, что обеспечило возможность построения сложных нейросетевых моделей с использованием CUDA-ускорения.

В связи с ограниченной поддержкой низкоуровневых драйверов CUDA фреймворком Keras на Windows, для обучения нейронных сетей была развернута среда WSL 2 (Windows Subsystem for Linux версии 2), позволяющая запускать Linux как отдельное приложение Windows. В качестве рабочего окружения использовался дистрибутив Ubuntu 24.04 LTS с установленными драйверами NVIDIA CUDA Toolkit.

4.5 Оптимизация набора входных параметров ИНС

Оптимизация входных параметров представляет собой критически важный этап построения нейросетевой модели, направленный на идентификацию наиболее информативных признаков из данных бортового регистратора, коррелирующих с нагрузками на опорах шасси. Минимизация количества входных параметров при сохранении их прогностической способности позволяет достичь оптимального баланса между точностью модели и скоростью её обучения.

Исходный набор из 28 параметров был предварительно отобран методом экспертной оценки из сотен доступных параметров бортовой системы регистрации. Дальнейшая оптимизация выполнялась путём сравнительного анализа точности многослойного перцептрона с фиксированной архитектурой (два скрытых слоя размерностью 64 и 32 нейрона, функция активации ReLU) при различных комбинациях входных параметров. Данный подход позволяет учитывать сложные нелинейные взаимосвязи между параметрами полёта и нагрузками, которые остаются не выявленными при традиционном корреляционном анализе.

Техническая реализация оптимизации основана на бинарном кодировании включения/исключения параметров, где каждому входному параметру соответствовал бинарный индикатор, управляющий его участием в обучении модели. Для интеллектуального поиска оптимальной комбинации параметров применён байесовский метод оптимизации, реализованный в библиотеке Optuna. Для уменьшения дисперсии оценок, обусловленной случайной инициализацией весов, обучение для каждой конфигурации повторялось трижды с последующим выбором наилучшего результата.

В результате 70 итераций оптимизационной процедуры были идентифицированы наиболее значимые параметры, обеспечивающие минимальную ошибку прогнозирования. Сравнительный анализ 5 лучших и 5 худших комбинаций параметров (расположенных в порядке возрастания процентной ошибки оценки повре-

ждаемости) представлен в таблице 4.1. Зелёным цветом выделены признаки, включённые в модель искусственной нейронной сети (ИНС), красным – исключённые из рассмотрения.

Проведенный анализ подтверждает критическую важность этапа селекции признаков для достижения высокой точности построенной модели. Ключевым результатом является устойчивое доминирование одной конкретной комбинации параметров, обеспечивающей минимальную погрешность (визуально выраженное вертикальные зелёные линии в таблице 4.1). Это свидетельствует об устойчивости выбранного метода оптимизации и статистической значимости выявленных признаков.

Таблица 4.1 — Результаты оптимизации набора входных параметров ИНС

№	Кол-во парам.	MAPE	MPE	D	Порядковые номера параметров																							
1	10	13.0	-1.4	29.9	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
2	13	13.1	-1.9	30.5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
3	9	13.0	-0.6	31.5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
4	13	14.6	-2.5	31.9	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
5	8	15.1	-1.0	32.1	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
...	...	...	...	...	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
66	16	21.1	-3.8	89.5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
67	15	17.2	-4.0	90.3	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
68	12	21.4	-5.1	91.3	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
69	8	28.9	-6.2	92.9	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
70	12	34.8	-7.1	97.3	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24

Содержательный анализ оптимального набора данных показал, что в него вошли параметры, характеризующие динамику движения летательного аппарата на этапе посадки (например, вертикальная перегрузка, угол тангажа), а также ряд ключевых параметров контура управления (например, положение рычага управления двигателем, угол отклонения элеронов). Данное наблюдение согласуется с физической природой процесса накопления усталостных повреждений, который

является интегральным откликом конструкции на внешние воздействия, определяемые как траекторными параметрами, так и действиями системы управления.

4.6 Многослойный перцептрон

Многослойный перцептрон (MLP), являясь одной из базовых архитектур искусственных нейронных сетей, обладает значительным аппроксимационным потенциалом — согласно теореме об универсальной аппроксимации [71, 72, 73], он способен с любой заданной точностью приближать любую непрерывную функцию многих переменных. Точность аппроксимации существенно зависит от архитектуры сети, в частности от количества скрытых слоёв и числа нейронов в каждом из них.

Для определения оптимальной конфигурации MLP для решения задачи исследования была проведена процедура оптимизации гиперпараметров, в ходе которой варьировалось количество скрытых слоёв — от 1 до 3 и количество нейронов в слое — от 2 до 256. Для эффективного исследования пространства параметров использовался метод байесовской оптимизации. Для обеспечения устойчивости получаемых метрик и исключения влияния случайной инициализации весов, обучение нейронной сети с идентичными гиперпараметрами повторялось три раза. Из полученных результатов выбирался вариант с наименьшим значением ошибки, что позволяет минимизировать случайные выбросы и повысить надёжность оценки качества архитектуры.

По результатам 100 итераций оптимизации были получены количественные оценки эффективности различных архитектур. В таблице 4.2 представлены метрики пяти наиболее и пяти наименее эффективных конфигураций MLP на тестовом множестве. Пример полученного оптимальной ИНС прогноза вертикальных усилий для пробега из тестового множества представлен на рисунке 4.2.

На основе полученных данных можно сделать вывод, что оптимальной структурой является двухслойный перцептрон с широким первым скрытым слоем (~100-200 нейронов) и узким вторым (~20-50 нейронов). Итоговая оптимальная архитектура многослойного перцептрона, валидированная на всей тестовой выборке, характеризуется следующими метриками качества: средняя абсолютная процентная ошибка (MAPE): $\approx 14\%$; средняя процентная ошибка (MPE): $\approx -2\%$; ошибка оценки повреждаемости: $\approx 24\%$.

Таблица 4.2 — Результаты оптимизации структуры многослойного перцептрона (N_1 , N_2 , N_3 – количество нейронов в 1, 2 и 3 скрытых слоях соответственно)

№	N_1	N_2	N_3	MAPE	MPE	D
1	199	24	—	13.57	-1.85	23.84
2	103	44	—	13.17	-1.18	24.08
3	48	9	202	13.91	-1.32	24.36
4	167	100	—	12.83	-1.48	25.67
5	54	126	—	14.06	-1.76	27.60
...	...	...	...	...	...	...
96	244	—	—	14.44	-1.65	45.23
97	7	—	—	14.87	-2.28	47.86
98	5	—	—	13.25	-1.44	49.25
99	2	12	—	14.44	-1.02	51.64
100	2	5	2	17.15	-1.38	60.29

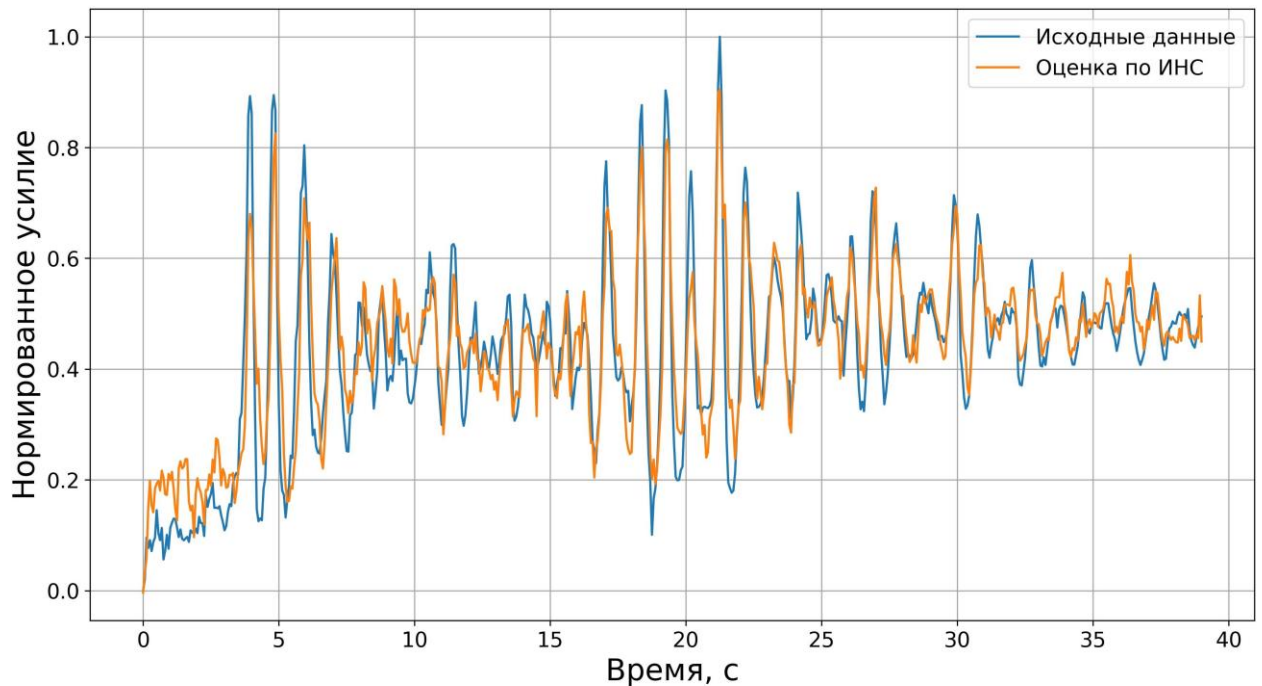


Рисунок 4.2 — Сравнение предсказанных оптимальным многослойным перцептроном и фактических значений нагрузки на передней опоре шасси для случая из тестового множества

4.7 Рекуррентные ИНС

Рекуррентные нейронные сети (RNN) были специально разработаны для обработки последовательных данных и временных рядов. В отличие от многослойных перцептронов (MLP), которые анализируют изолированные временные срезы, RNN учитывают временные зависимости, сохраняя информацию о предыдущих состояниях через механизм скрытых состояний. Это позволяет им эффективно моделировать динамические процессы, что особенно ценно для задач прогнозирования нагрузок на авиационные конструкции, где текущие значения напрямую зависят от предыстории нагружения. Однако использование RNN сопряжено с повышенными вычислительными затратами, более сложной подготовкой данных и

необходимостью тщательного подбора архитектурных параметров, которые будут рассмотрены далее.

4.7.1 Подготовка исходных данных для обучения

Построение архитектуры рекуррентных нейронных сетей и подготовка данных для их обучения может осуществляться различными способами в зависимости от специфики решаемой задачи (Рисунок 4.3). В контексте прогнозирования эксплуатационных нагрузок авиационных конструкций наиболее адекватной представляется архитектура типа *many-to-many* (правое изображение на рисунке 4.3), при которой на вход сети подается последовательность значений фиксированной длины, и на выходе получается последовательность прогнозов той же размерности.

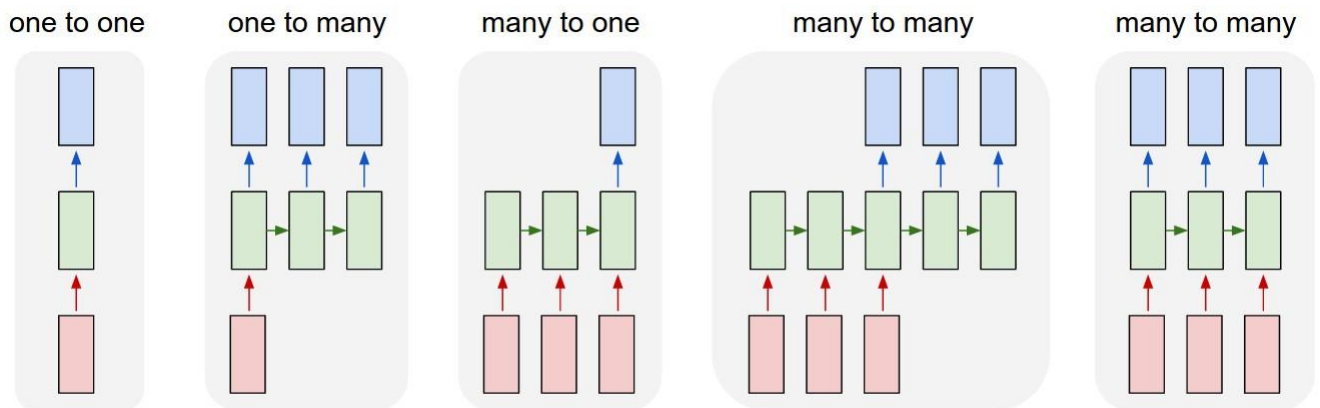


Рисунок 4.3 — Возможные архитектуры рекуррентных нейронных сетей

Для преобразования исходных временных рядов в формат, пригодный для обучения такой архитектуры, был применен метод скользящего окна с шагом в один временной отсчет. Данная методика позволяет сформировать перекрывающиеся последовательности входных данных и соответствующих им целевых зна-

чений, что обеспечивает максимальное использование доступной информации и максимизирует объем обучающей выборки.

Критически важные аспекты подготовки данных для RNN включают:

1. **Выбор размера окна**, который должен отражать характерный размер временных зависимостей в данных.
2. **Сохранение временной целостности**: исключение нарушения последовательности данных и смешивание данных из разных полетов в одной последовательность.

Для оценки размера окна был проведен анализ автокорреляционной функции (АКФ) временных рядов нагрузок (Рисунок 4.4). АКФ показала характерное для случайного процесса поведение: максимальная корреляция (1.0) при нулевом лаге с последующим затуханием. Пороговое значение корреляции 0.3, считающееся показателем умеренной связи, достигается при лаге от 2 до 12 секунд, что определило потенциальный диапазон для выбора размера окна. Практическая верификация различных размеров окон в указанном диапазоне показала, что оптимальное значение составляет 3.5 секунды.

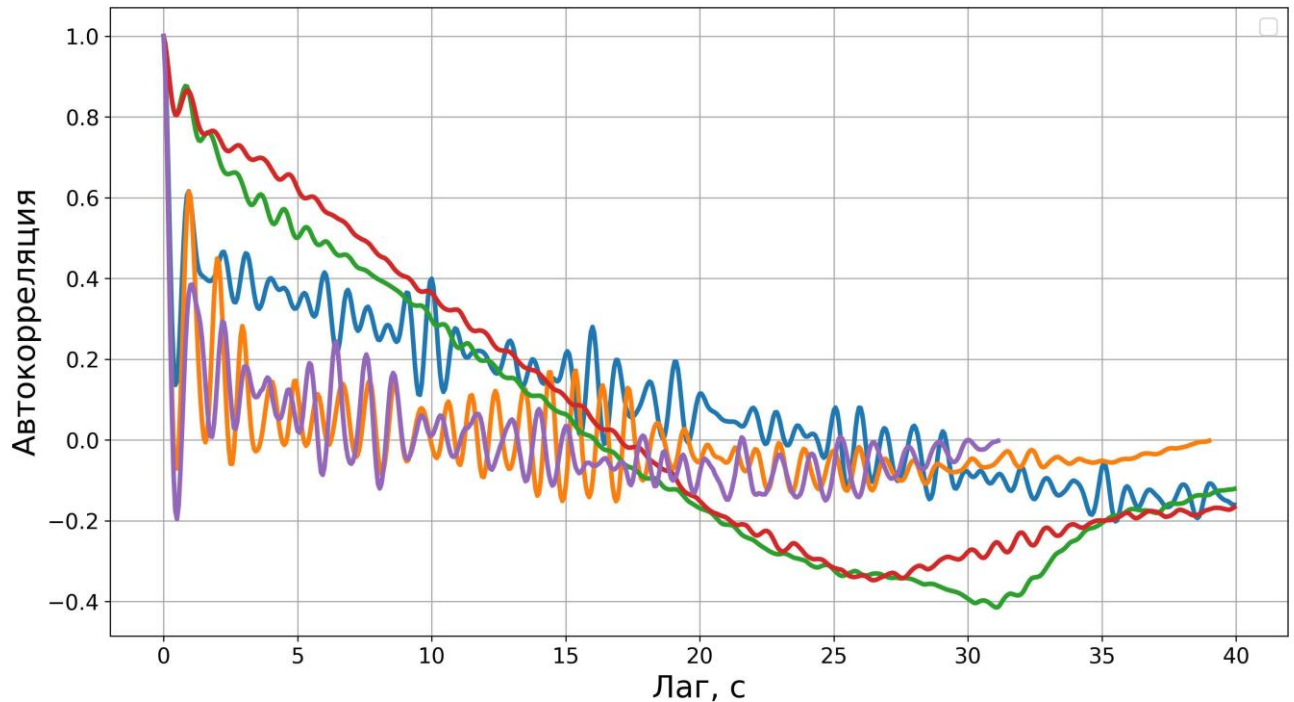


Рисунок 4.4 — Автокорреляционные функции нагрузок на пробегах из тестового множества

4.7.2 Способы построения прогноза

Обучение RNN на данных, сформированных методом пересекающихся окон, приводит к генерации предсказаний в аналогичном формате — в виде набора перекрывающихся последовательностей. В результате, прогноз для каждого конкретного момента времени присутствует в нескольких выходных окнах. Для реконструкции итоговой непрерывной последовательности нагрузок могут применяться следующие методы:

1. **Конкатенация непересекающихся окон** — объединение предсказаний из непересекающихся окон в единую последовательность без дублирования.

2. **Выбор центральных элементов** — для каждого окна используется только прогноз, соответствующий центральному временному шагу.
3. **Простое усреднение** — для каждого момента времени вычисляется среднее арифметическое всех предсказаний, содержащих данный временной шаг.
4. **Взвешенное усреднение** — присвоение весов предсказаниям в зависимости от их положения в окне (например, большие веса центральным элементам). Может улучшить точность за счет учета позиционной значимости.

Результаты сравнительного анализа методов формирования итогового прогноза по данным обученной нейронной сети, полученные на примере пробегов из тестовой выборки, представлены в таблице 4.3. Проведенная оценка продемонстрировала, что наименьшая ошибка определения повреждаемости достигается при использовании метода выделения центральных элементов прогнозирующей последовательности.

Таблица 4.3 — Сравнение точности различных способов формирования прогноза в ИНС рекуррентного типа

Способ	MAPE	MPE	D
Конкатенация непересекающихся окон	17.00	-1.97	24.24
Выбор центральных элементов	17.97	-1.26	20.71
Простое усреднение	17.53	-1.61	25.93
Взвешенное усреднение	17.65	-1.40	21.99

4.7.3 Определение оптимальной архитектуры

Процедура определения оптимальных гиперпараметров рекуррентной сети была аналогична процедуре оптимизации многослойного перцептрона, но варьировалось большее количество параметров, а именно:

1. Тип ячейки рекуррентного слоя: LSTM, GRU, biLSTM, biGRU.
2. Размер вектора скрытого состояния в диапазоне от 16 до 512.
3. Количество полносвязных слоёв, расположенных после рекуррентного слоя в диапазоне от 0 до 2.
4. Количество нейронов в каждом из полносвязных слоёв в диапазоне от 2 до 256.
5. Количество слоёв исключения (dropout), расположенных между рекуррентным и первым полносвязным слоем и предназначенных для предотвращения переобучения ИНС в диапазоне от 0 до 1.
6. Процент обнуляемых нейронов dropout слоем в диапазоне от 10% до 60%.

Результаты оптимизационной процедуры для ИНС с пятью лучшими и пятью худшими метриками представлены в таблице 4.4. Пример предсказания нагрузок на передней опоре шасси для пробега из тестового множества приведён на рисунке 4.5.

На основании полученных данных установлено, что оптимальной является архитектура, включающая двунаправленный слой рекуррентных ячеек, что позволяет модели учитывать как предшествующий, так и последующий контекст временного ряда для прогнозирования текущего состояния.

Таблица 4.4 — Результаты оптимизации архитектуры рекуррентной нейронной сети (N_R – размер вектора скрытого состояния, N_d – процент обнуляемых нейронов в слое исключения, N_{f1} и N_{f2} – количество нейронов в первом и втором полносвязных слоях соответственно)

№	Тип ячеек	N_R	N_d	N_{f1}	N_{f2}	MAPE	MPE	D
1	biGRU	310	58%	183	–	15.19	-2.10	12.18
2	biGRU	453	54%	156	–	15.36	-1.96	12.93
3	biGRU	76	39%	146	–	15.69	-2.62	14.73
4	biGRU	151	50%	160	–	15.13	-1.03	14.93
5	biGRU	384	51%	87	–	14.40	-0.89	16.29
...	...	...	...	...	...	...	...	...
96	biGRU	16	54%	101	–	17.83	-2.47	47.64
97	GRU	40	46%	36	–	20.01	-2.59	50.29
98	biLSTM	232	–	–	–	19.78	-1.80	51.00
99	biGRU	22	56%	91	–	18.95	-1.67	51.99
100	biLSTM	18	–	19	–	23.49	-2.87	56.24

Подбор гиперпараметров выявил оптимальный размер вектора скрытого состояния в диапазоне от 300 до 450 нейронов. Кроме того, установлено, что добавление полносвязного слоя с размерностью 150–200 нейронов между рекуррентной частью сети и выходным слоем способствует повышению точности прогнозирования. Предположительно, данный слой выполняет функцию нелинейного преобразования высокоуровневых признаков, извлеченных рекуррентными слоями, для их адаптации к конечной задаче регрессии. Для повышения обобщающей способности модели и подавления явления переобучения оказалось эффективным применение слоя исключения с коэффициентом зануления нейронов 0.5–0.6.

Итоговая оптимальная архитектура RNN, валидированная на всей тестовой выборке, характеризуется следующими метриками качества: средняя абсолютная

процентная ошибка (MAPE): $\approx 15\%$; средняя процентная ошибка (MPE): $\approx -2\%$; ошибка оценки повреждаемости: $\approx 13\%$.

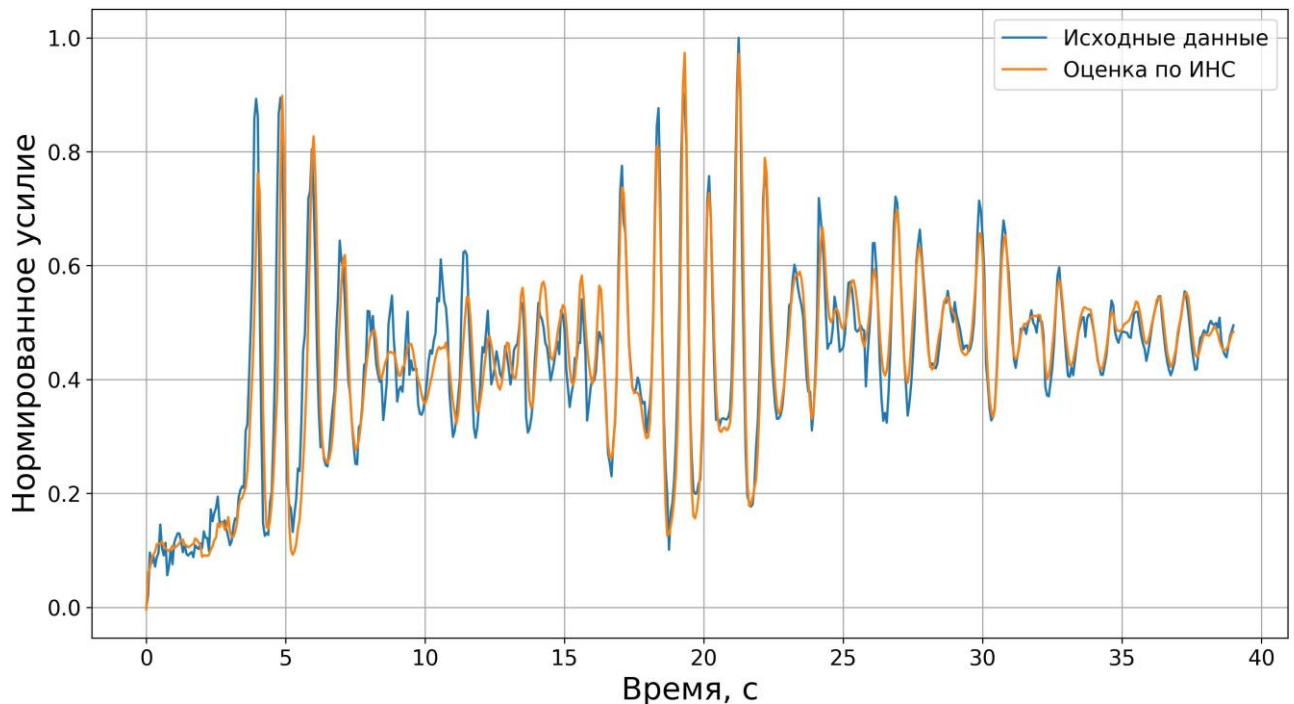


Рисунок 4.5 — Сравнение предсказанных оптимальной рекуррентной сетью и фактических значений нагрузки на передней опоре шасси для случая из тестового множества

Выводы

Проведенные в настоящей главе исследования закладывают фундамент для создания перспективных систем мониторинга нагруженности и оценки остаточного ресурса авиационных конструкций, основанных на алгоритмах машинного обучения. В работе экспериментально подтверждена принципиальная возможность использования искусственных нейронных сетей для прогнозирования вертикальных усилий на стойках шасси на этапе пробега.

Ключевым результатом работы является установление преимущества архитектур двунаправленных рекуррентных сетей (RNN) перед сетями прямого пространства для задач моделирования временных рядов нагрузок. Для оптимальной конфигурации RNN с подобранными гиперпараметрами достигнута ошибка прогнозирования нагрузок на уровне $\approx 15\%$ (MAPE), а ошибка оценки накопленной повреждаемости $\approx 13\%$. Полученные практические рекомендации по структуре ИНС (диапазоны размеров скрытых состояний, необходимость полносвязных слоев и параметры регуляризации) формируют методическую основу для построения подобных моделей.

Вместе с тем, реализация полномасштабной системы мониторинга требует решения ряда задач, выходящих за рамки данного исследования. К ним относятся: обоснованный выбор критических точек контроля на конструкции, верификация моделей на данных натурных усталостных испытаний и дальнейшее развитие моделей накопления повреждений. Важным ограничением настоящей работы является также объем выборки: для повышения надежности оценок требуется расширение обучающего множества за пределы 12 реализаций и тестового — за пределы 5 реализаций, использованных в данной работе.

Основные результаты, полученные в настоящей главе опубликованы в печатных работах [88, 89] и прошли апробацию в рамках нескольких научных конференций, среди которых XVIII Всероссийская школы-конференция молодых учёных «Проблемы механики: теория, эксперимент, новые технологии» (ПМ: 2024) и научно-техническая конференция «Прочность конструкций летательных аппаратов-2022» (ЦАГИ). Исследования в данном направлении были удостоены третьей премии ЦАГИ 2023 в номинации «Лучшие фундаментальные и поисковые теоретические и экспериментальные исследования в области аэродинамики, динамики и прочности летательных аппаратов».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе рассмотрены задачи анализа нагружения авиационных конструкций на ключевых этапах их жизненного цикла. Были получены следующие результаты:

1. Показано, что при правильном выборе типа искусственных нейронных сетей и их параметров можно с достаточной точностью определить значения нагрузок, действующих на шасси самолёта транспортной категории в эксплуатации по данным его аварийного бортового регистратора. Даны рекомендации по выбору типа ИНС и их параметров.
2. Разработан алгоритм и специальное программное обеспечение для определения усталостных характеристик трещиностойкости ПКМ по моде сдвига, основанное на анализе циклического нагружения элементарных образцов. В созданной программе учтены эффекты, приводящие к искажению картины роста трещины в образце, не рассмотренные в предыдущих публикациях.
3. Разработан алгоритм определения усталостной долговечности на основе данных о нагрузках, представленных в частотной области, учитывающий физические модели расчёта сопротивления усталости, используемые во временной области.

Дальнейшее развитие темы открывает возможности для создания новых систем мониторинга и управления жизненным циклом, основанных на цифровых двойниках и принципах предиктивной аналитики, что в конечном итоге направлено на обеспечение безопасности и снижение эксплуатационных затрат в авиационной отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ 23207-78. Сопротивление усталости. Основные термины, определения и обозначения. – 1981.
2. Campbell, G. A survey of serious aircraft accidents involving fatigue fracture / G. Campbell, R. Lahey // International Journal of Fatigue. – 1984. – Vol. 6. – № 1. – P. 25-30.
3. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ 25. – URL: <https://favt.gov.ru/public/materials/f/a/2/a/1/fa2a15afd4447e2d98ec15d70297a04a.pdf> (дата обращения: 18.06.2025). – Текст : электронный.
4. АР МАК Рекомендательный циркуляр «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции РЦ-АП25.571-1А». – 2015.
5. Federal Aviation Regulations (FAR) Part 25 — Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes.
6. Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25 / FAR Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. – 2017.
7. D'yachkov, D. Analysis of statistics of air crashes based on the study of many factor / D. D'yachkov, O. Zolotarev. – Text : electronic // CPT2020 The 8th International Scientific Conference on Computing in Physics and Technology Proceedings International Conference “Computing for Physics and Technology - CPT2020”. – Pushchino, Moscow region : ANO “Scientific and Research Center for Information in Physics and Technique”, 2020. – P. 289-320. – URL: http://2020.cpt.scrip.ru/en/nauka/conference_article/4514/view (date accessed: 30.09.2025).

8. World Bank Air transport, passengers carried. – URL: <https://data.worldbank.org/indicator/is.air.psggr> (дата обращения: 02.07.2025). – Текст : электронный.
9. World Bank Air transport, registered carrier departures worldwide. – URL: <https://data.worldbank.org/indicator/IS.AIR.DPRT> (дата обращения: 02.07.2025). – Текст : электронный.
10. Ресурс и долговечность авиационной техники / Игнатович С.Р., Карусевич М.В., Маслак Т.П., Юцкевич С.С. – Киев : НАУ, 2015. – 164 с.
11. А.Н. Арепьев. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций / А.Н. Арепьев, М.С. Громов, В.С. Шапкин. – М. : Воздушный транспорт, 2002. – 423 с.
12. ASTM E1049 – 85. Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis. – 1997.
13. ГОСТ 25.101-83. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – 1984.
14. Matsuishi M. Fatigue of metals subjected to varying stress / Matsuishi M., Endo T. – 1968.
15. Слобин Б.З. Статистический анализ измерений случайной нагруженности для оценки накопления усталостного повреждения / Слобин Б.З., Трофимов О.Ф. – 1996. – № 10. – С. 5-9.
16. Downing, S. Simple rainflow counting algorithms / S. Downing, D. Socie // International Journal of Fatigue. – 1982. – Vol. 4. – № 1. – P. 31-40.
17. Применение метода падающего дождя при расчёте долговечности элементов несущей системы транспортного средства / А. С. Груздев, В. С. Надеждин, Ф. А. Фараджев, П. А. Красавин. – 2016. – Т. 96. – № 1. – С. 24-26.

18. Review and application of Rainflow residue processing techniques for accurate fatigue damage estimation / G. Marsh, C. Wignall, P. R. Thies [et al.] // International Journal of Fatigue. – 2016. – Vol. 82. – P. 757-765.
19. John D. Clothiaux. Verification of rain-flow reconstructions of a variable amplitude load history / John D. Clothiaux, Norman E. Dowling. – Hampton, Virginia : Langley research center, 1992.
20. Newman, J. C. Rainflow-on-the-Fly Methodology: Fatigue-Crack Growth under Aircraft Spectrum Loading / J. C. Newman // Advanced Materials Research. – 2014. – Тт. 891-892. – Rainflow-on-the-Fly Methodology. – С. 771-776.
21. Everett, R. A., Jr. A comparison of fatigue life prediction methodologies for rotorcraft / Everett, R. A., Jr. – NASA, 1990.
22. An improved rainflow counting method for multiaxial stress states using the minimum circumscribed circle method to identify shear stress ranges / N. D. Bibbo, M. L. Larsen, J. Baumgartner, V. Arora // International Journal of Fatigue. – 2022. – Vol. 163. – P. 106997.
23. Meggiolaro, M. A. An improved multiaxial rainflow algorithm for non-proportional stress or strain histories – Part I: Enclosing surface methods / M. A. Meggiolaro, J. T. P. De Castro // International Journal of Fatigue. – 2012. – Vol. 42. – An improved multiaxial rainflow algorithm for non-proportional stress or strain histories – Part I. – P. 217-226.
24. Meggiolaro, M. A. An improved multiaxial rainflow algorithm for non-proportional stress or strain histories – Part II: The Modified Wang–Brown method / M. A. Meggiolaro, J. T. P. De Castro // International Journal of Fatigue. – 2012. – Vol. 42. – An improved multiaxial rainflow algorithm for non-proportional stress or strain histories – Part II. – P. 194-206.
25. Meggiolaro, M. A. Invariant-based and Critical-plane Rainflow Approaches for Fatigue Life Prediction Under Multiaxial Variable Amplitude Loading /

M. A. Meggiolaro, J. T. P. D. Castro, H. Wu // *Procedia Engineering*. – 2015. – Vol. 101. – P. 69-76.

26. Гоноровский И.С. Радиотехнические цепи и сигналы / Гоноровский И.С. – Радио и связь. – М., 1986. – 512 с.

27. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов / Сергиенко А.Б. – Питер. – СПб, 2003. – 604 с.

28. Mršnik, M. Frequency-domain methods for a vibration-fatigue-life estimation – Application to real data / M. Mršnik, J. Slavič, M. Boltežar // *International Journal of Fatigue*. – 2013. – Vol. 47. – P. 8-17.

29. The Use of Spectral Method for Fatigue Life Assessment for Non-Gaussian Random Loads / A. Niesłony, M. Böhm, T. Łagoda, F. Cianetti // *Acta Mechanica et Automatica*. – 2016. – Vol. 10. – № 2. – P. 100-103.

30. Larsen, C. E. A Review of Spectral Methods for Variable Amplitude Fatigue Prediction and New Results / C. E. Larsen, T. Irvine // *Procedia Engineering*. – 2015. – Vol. 101. – P. 243-250.

31. Lee, Y.-L. Spectral fatigue damage estimation methods / Y.-L. Lee. – Text : electronic // *Metal Fatigue Testing and Analysis*. – Elsevier, 2025. – P. 309-327. – URL: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/B9780443266652000051> (date accessed: 30.09.2025).

32. Zorman, A. Vibration fatigue by spectral methods—A review with open-source support / A. Zorman, J. Slavič, M. Boltežar // *Mechanical Systems and Signal Processing*. – 2023. – Vol. 190. – P. 110149.

33. Fatigue life prediction method based on Rayleigh model modified with spectral width coefficient for arbitrary bandwidth signals / F.-T. Shi, D.-G. Shang, S.-D. Wu [et al.] // *Measurement*. – 2025. – Vol. 251. – P. 117317.

34. Stephen O. Rice. Mathematical analysis of random noise / Stephen O. Rice // *Bell System Technical Journal*. – 1944. – T. 23. – C. 282-332.

35. John Miles. On Structural Fatigue Under Random Loading / John Miles. – 1954. – T. 21. – C. 753-762.
36. Paul H. Wirsching. Fatigue under Wide Band Random Stresses / Paul H. Wirsching, M C Light. – 1980. – T. 106. – C. 1593-1607.
37. K. Ortiz. Fatigue damage prediction for stationary wideband processes / K. Ortiz, N. Chen // Fifth international conference on applications of statistics and probability in soil and structural engineering. – 1987.
38. D. Benasciutti. Rainflow cycle distribution and fatigue damage in Gaussian random loadings / D. Benasciutti, R. Tovo. – University of Ferrara, Department of Engineering, 2004.
39. Turan Dirlik. Application of computer in fatigue analysis / Turan Dirlik. – University of Warwick, 1985. – 242 c.
40. Zhao, W. On the probability density function of rainflow stress range for stationary Gaussian processes / W. Zhao, M. Baker // International Journal of Fatigue. – 1992. – Vol. 14. – № 2. – P. 121-135.
41. Park, J.-B. A new fatigue prediction model for marine structures subject to wide band stress process / J.-B. Park, J. Choung, K.-S. Kim // Ocean Engineering. – 2014. – Vol. 76. – P. 144-151.
42. Jun, S.-H. Development of a novel fatigue damage model for Gaussian wide band stress responses using numerical approximation methods / S.-H. Jun, J.-B. Park // International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering. – 2020. – Vol. 12. – P. 755-767.
43. Jiao, G. Probabilistic analysis of fatigue due to Gaussian load processes / G. Jiao, T. Moan // Probabilistic Engineering Mechanics. – 1990. – Vol. 5. – № 2. – P. 76-83.

44. Sakai, S. On the Distribution of Rainflow Range for Gaussian Random Processes with Bimodal PSD / S. Sakai, H. Okamura // JSME international journal. Ser. A, Mechanics and material engineering. – 1995. – Vol. 38. – № 4. – P. 440-445.
45. Fu, T.-T. Predicting fatigue lives for bi-modal stress spectral densities / T.-T. Fu, D. Cebon // International Journal of Fatigue. – 2000. – Vol. 22. – № 1. – P. 11-21.
46. Denis Benasciutti. Comparison of spectral methods for fatigue damage assessment in bimodal random processes / Denis Benasciutti, Roberto Tovo // 9th International Conference on Structural Safety & Reliability (ICOSSAR). – 2005. – C. 3207-3214.
47. Low, Y. M. A method for accurate estimation of the fatigue damage induced by bimodal processes / Y. M. Low // Probabilistic Engineering Mechanics. – 2010. – Vol. 25. – № 1. – P. 75-85.
48. Low, Y. M. A simple surrogate model for the rainflow fatigue damage arising from processes with bimodal spectra / Y. M. Low // Marine Structures. – 2014. – Vol. 38. – P. 72-88.
49. Gao, Z. Frequency-domain fatigue analysis of wide-band stationary Gaussian processes using a trimodal spectral formulation / Z. Gao, T. Moan // International Journal of Fatigue. – 2008. – Vol. 30. – № 10-11. – P. 1944-1955.
50. Benasciutti, D. Analogies between spectral methods and multiaxial criteria in fatigue damage evaluation / D. Benasciutti, A. Cristofori, R. Tovo // Probabilistic Engineering Mechanics. – 2013. – Vol. 31. – P. 39-45.
51. Benasciutti, D. Recent developments in frequency domain multi-axial fatigue analysis / D. Benasciutti, F. Sherratt, A. Cristofori // International Journal of Fatigue. – 2016. – Vol. 91. – P. 397-413.
52. Lotsberg, I. Background for Revision of DNV-RP-C203 Fatigue Analysis of Offshore Steel Structure / I. Lotsberg. – Текст : электронный // 24th International

Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering: Volume 3 ASME 2005 24th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering. – Halkidiki, Greece : ASMEDC, 2005. – С. 297-306. – URL: <https://asmedigitalcollection.asme.org/OMAE/proceedings/OMAE2005/41979/297/303556> (дата обращения: 30.09.2025).

53. Huang, W. Fatigue Under Combined High and Low Frequency Loads / W. Huang, T. Moan. – Текст : электронный // Volume 3: Safety and Reliability; Materials Technology; Douglas Faulkner Symposium on Reliability and Ultimate Strength of Marine Structures 25th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering. – Hamburg, Germany : ASMEDC, 2006. – С. 149-156. – URL: <https://asmedigitalcollection.asme.org/OMAE/proceedings/OMAE2006/47489/149/320447> (дата обращения: 30.09.2025).

54. Lutes, L. D. Improved Spectral Method for Variable Amplitude Fatigue Prediction / L. D. Lutes, C. E. Larsen // Journal of Structural Engineering. – 1990. – Vol. 116. – № 4. – P. 1149-1164.

55. Larsen, C. E. Predicting the fatigue life of offshore structures by the single-moment spectral method / C. E. Larsen, L. D. Lutes // Probabilistic Engineering Mechanics. – 1991. – Vol. 6. – № 2. – P. 96-108.

56. Braccesi, C. Random fatigue. A new frequency domain criterion for the damage evaluation of mechanical components / C. Braccesi, F. Cianetti, L. Tomassini // International Journal of Fatigue. – 2015. – Vol. 70. – P. 417-427.

57. Райхер В.Л. Усталостная повреждаемость / Райхер В.Л. – М. : МАТИ, 2006. – 239 с.

58. Райхер В.Л. Гипотеза спектрального суммирования и ее применение для определения усталостной долговечности при действии случайных нагрузок / Райхер В.Л. // Труды ЦАГИ. – 1969. – № 1134.

59. Benasciutti, D. Comparison of spectral methods for fatigue analysis of broad-band Gaussian random processes / D. Benasciutti, R. Tovo // Probabilistic Engineering Mechanics. – 2006. – Vol. 21. – № 4. – P. 287-299.
60. Sun, H. A novel artificial neural network model for wide-band random fatigue life prediction / H. Sun, Y. Qiu, J. Li // International Journal of Fatigue. – 2022. – Vol. 157. – P. 106701.
61. Müller, K. Application of a Monte Carlo procedure for probabilistic fatigue design of floating offshore wind turbines / K. Müller, P. W. Cheng // Wind Energy Science. – 2018. – Vol. 3. – № 1. – P. 149-162.
62. Дмитриев В.Г. Основы прочности и проектирование силовой конструкции летательных аппаратов / Дмитриев В.Г., Чижов В.М. – М., 2005. – 416 с.
63. А.З. Воробьев. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебнев. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.
64. O'Brien, T. Kevin. Mode II Interlaminar Fracture Toughness and Fatigue Characterization of a Graphite Epoxy Composite Material / O'Brien, T. Kevin, Johnston, William M., Toland, Gregory J. – NASA, 2010.
65. ASTM E647. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. – 2023.
66. Орлова, Т. И. Опыт, проблемы и перспективы использования систем мониторинга нагрузок на самолет в эксплуатации / Т. И. Орлова, В. И. Цымбалюк // Прочность конструкций летательных аппаратов : Тезисы докладов научно-технической конференции, Жуковский, 12–13 декабря 2012 года. – Жуковский: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2013. – С. 92-93. – EDN KNJOTA.
67. Патент № 2599108 С1 Российская Федерация, МПК В64F 5/00, G01D 21/00. Способ мониторинга нагрузок и накопленной усталостной повреждаемости в условиях эксплуатации самолета : № 2015127185/11 : заявл. 07.07.2015 : опубл.

10.10.2016 / В. И. Цымбалюк, Т. И. Орлова, А. В. Фролов ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского" (ФГУП "ЦАГИ"). – EDN JBYUYG.

68. Николенко С. И. Глубокое обучение / Николенко С. И., Кадури А. А., Архангельская Е.О. – Питер. – СПб, 2018. – 480 с.

69. Pan, Y. Different Types of Neural Networks and Applications: Evidence from Feedforward, Convolutional and Recurrent Neural Networks / Y. Pan // Highlights in Science, Engineering and Technology. – 2024. – Т. 85. – Different Types of Neural Networks and Applications. – С. 247-255.

70. Roheen Qamar. Artificial Neural Networks: An Overview / Roheen Qamar, Baqar Ali Zardari // Mesopotamian Journal of Computer Science. – 2023. – Т. 2023. – Artificial Neural Networks. – С. 124-133.

71. Cybenko, G. Approximation by superpositions of a sigmoidal function / G. Cybenko // Mathematics of Control, Signals, and Systems. – 1989. – Vol. 2. – № 4. – P. 303-314.

72. Hornik, K. Multilayer feedforward networks are universal approximators / K. Hornik, M. Stinchcombe, H. White // Neural Networks. – 1989. – Vol. 2. – № 5. – P. 359-366.

73. Ken-ichi Funahashi. On the approximate realization of continuous mappings by neural networks / Ken-ichi Funahashi. – 1989. – Т. 2. – С. 183-192.

74. Hochreiter, S. Long Short-Term Memory / S. Hochreiter, J. Schmidhuber // Neural Computation. – 1997. – Vol. 9. – № 8. – P. 1735-1780.

75. Sak, H. Long Short-Term Memory Based Recurrent Neural Network Architectures for Large Vocabulary Speech Recognition / H. Sak, A. Senior, F. Beaufays. – arXiv, 2014. – URL: <https://arxiv.org/abs/1402.1128> (дата обращения: 30.09.2025). – Текст : электронный.

76. Understanding LSTM Networks. – URL: <https://colah.github.io/posts/2015-08-Understanding-LSTMs/> (дата обращения: 10.09.2025). – Текст : электронный.
77. Learning Phrase Representations using RNN Encoder-Decoder for Statistical Machine Translation / K. Cho, B. van Merriënboer, C. Gulcehre, [и др.]. – arXiv, 2014. – URL: <https://arxiv.org/abs/1406.1078> (дата обращения: 30.09.2025). – Текст : электронный.
78. Allen, M. J. Modeling Aircraft Wing Loads from Flight Data Using Neural Networks / M. J. Allen, R. P. Dibley. – Текст : электронный // World Aviation Congress & Exposition. – 2003. – С. 2003-01-3025. – URL: <https://www.sae.org/content/2003-01-3025/> (дата обращения: 30.09.2025).
79. Zheng, J. Application of Principal Component Analysis-Assisted Neural Networks for the Rotor Blade Load Prediction / J. Zheng, S. Jiao, D. Cui // International Journal of Aerospace Engineering. – 2021. – Vol. 2021. – P. 1-13.
80. Арнаутов Е.В. Опыт применения искусственных нейронных сетей (ИНС) для идентификации и прогноза нагружения конструкции при летных испытаниях / Арнаутов Е.В., Лучинский М.Н. // Летные испытания летательных аппаратов – 2021. – № 278. – С. 27-37.
81. Trivailo, P. M. The inverse determination of aerodynamic loading from structural response data using neural networks / P. M. Trivailo, C. L. Carn // Inverse Problems in Science and Engineering. – 2006. – Vol. 14. – № 4. – P. 379-395.
82. Liu A. Use of artificial neural networks for helicopter load monitoring / Liu A., Cheung C., Martinez M. // Proc. of the 7th DSTO International Conference on Health & Usage Monitoring. – 2011.
83. Cheung C. Helicopter Loads Synthesis using a Neural Network / Cheung C., Krake L. // Proc. of fifth DSTO International Conference on Health & Usage Monitoring – HUMS2007. – 2007.

84. Advanced multi-input system identification for next generation aircraft loads monitoring using linear regression, neural networks and deep learning / M. Candon, M. Esposito, H. Fayek [et al.] // Mechanical Systems and Signal Processing. – 2022. – Vol. 171. – P. 108809.
85. FFTW. – URL: <https://www.fftw.org/> (дата обращения: 19.09.2025). – Текст : электронный.
86. Экспериментальное исследование влияния «малых» по амплитуде нагрузок на долговечность стальных элементарных образцов / П. С. Бессонов, А. Л. Медведский, Ю. А. Свирский, А. А. Шульга // Вестник Московского авиационного института. – 2025. – Т. 32. – № 2. – С. 97-107.
87. Betriebsfestigkeit : VDI-Buch. – Berlin/Heidelberg : Springer-Verlag, 2006. – URL: <http://link.springer.com/10.1007/3-540-29364-7> (дата обращения: 30.09.2025). – Текст : электронный.
88. Применение нейросетевых аппроксимационных моделей для задач мониторинга нагруженности элементов авиационных конструкций / А. А. Баутин, П. С. Бессонов, В. И. Клепцов, Ю. А. Свирский // Ученые записки ЦАГИ. – 2025. – Т. 56. – № 2. – С. 121-132.
89. Определение действующих нагрузок элементов шасси самолета RRJ-95 с использованием рекуррентной искусственной нейронной сети / А. А. Баутин, П. С. Бессонов, В. И. Клепцов, Ю. А. Свирский // Ученые записки ЦАГИ. – 2025. – Т. 56. – № 3. – С. 77-84.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

АКТЫ ВНЕДРЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель директора по
разработке филиала ПАО
«Яковлев» – «Региональные
самолёты»
Кубасов А.В.

«20» _____ 2025 г.



АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы Бессонова Павла Сергеевича «Разработка алгоритмов анализа нагружения авиационных конструкций в задачах оценки усталостной долговечности», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Настоящий акт подтверждает, что результаты диссертационной работы инженера II категории ФАУ «ЦАГИ» Бессонова П.С. были использованы и внедрены в деятельность филиала ПАО «Яковлев» – «Региональные самолёты» при выполнении опытно-конструкторских работ и научных исследований в области прочности и эксплуатации региональных самолётов.

Разработанные автором алгоритмы и методические рекомендации по моделированию вертикальных усилий на основной и передней опорах шасси опытного экземпляра самолёта RRJ-95 с применением машинного обучения нашли практическое применение при формировании научно-методического обеспечения филиала, а также при формировании технического задания на разработку автоматизированной системы оценки повреждаемости на основе показаний аварийного бортового регистратора и технического задания на разработку программного обеспечения для мониторинга действующих нагрузок с помощью ИНС.

Заместитель начальника НИО прочности –
заместитель главного конструктора
по прочности, д.т.н.



О.В. Митрофанов

Заместитель начальника департамента
внешних нагрузок НИО прочности, к.т.н



В.И. Клепов

УТВЕРЖДАЮ



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

М.Ч. Зиченков

«25» 09 2025 г.

АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы Бессонова Павла Сергеевича «Разработка алгоритмов анализа нагружения авиационных конструкций в задачах оценки усталостной долговечности», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Настоящий акт подтверждает, что результаты диссертационной работы Бессонова Павла Сергеевича «Разработка алгоритмов анализа нагружения авиационных конструкций в задачах оценки усталостной долговечности», представленной на соискание учёной степени кандидата технических внедрены в практику проведения теоретических и экспериментальных исследований ФАУ «ЦАГИ».

Научный труд Бессонова П.С. является частью работ по формированию научно-технического задела в направлении разработки новых подходов анализа нагружения авиационных конструкций, направленных на повышение экономической эффективности эксплуатации современных летательных аппаратов. В работе ФАУ «ЦАГИ» были использованы следующие результаты диссертационной работы Бессонова П.С.:

1. Алгоритм определения значений нагрузок, действующих на шасси самолёта транспортной категории в эксплуатации по данным его аварийного бортового регистратора, основанный на применении искусственного интеллекта.
2. Алгоритм и специальное программное обеспечение (свидетельство № 2025615690) анализа циклического нагружения образцов из полимерно-композиционных материалов для определения их усталостных характеристик

трещиностойкости по моде сдвига с учётом физической модели развития расслоения под действием циклических нагрузок в образцах из ПКМ.

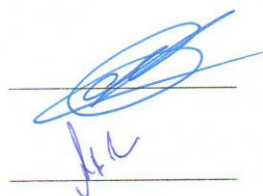
3. Алгоритм и специальное программное обеспечение (свидетельства № 2021619411 и № 2021661002) определения усталостной долговечности на основе данных о нагрузках, представленных в частотной области, учитывающее физические модели расчёта сопротивления усталости, используемые во временной области.

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

1. Инв. №18-6764 (Государственное задание №020-00008-25-00, подэтап 1.31.2, 2025 г.);
2. Инв. №18-6696 (Государственное задание №020-00005-24-00, подэтап 1.31.3, 2024 г.);
3. Инв. №18-6731 (Государственное задание №020-00006-23-00, подэтап 1.31.4, 2024 г.);
4. Инв. №18-1352 ДСП (Шифр «Конверт-2», этап 3, 2022 г.);
5. Инв. №18-1337 ДСП (Шифр «Конверт 2021», этап 5, 2020 г.).

И. о. начальника НИО-18, к.т.н.

Заместитель начальника НИО-18, к.т.н



А.А. Свиридов

А.В. Панков

ПРИЛОЖЕНИЕ Б
СВИДЕТЕЛЬСТВА О РЕГИСТРАЦИИ ПРОГРАММ ДЛЯ ЭВМ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021661002

**FatigueLab — Программный комплекс решения задач
усталостной прочности**

Правообладатель: *Федеральное государственное унитарное
предприятие «Центральный аэрогидродинамический
институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП
«ЦАГИ») (RU)*

Автор(ы): *Бессонов Павел Сергеевич (RU)*



Заявка № **2021660079**

Дата поступления **25 июня 2021 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **05 июля 2021 г.**

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2025615690

**«Программа анализа и визуализации результатов
усталостных испытаний слоистых композитов по моде
сдвига»**

Правообладатель: **Федеральное автономное учреждение
«Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского» (RU)**

Автор(ы): **Бессонов Павел Сергеевич (RU)**



Заявка № 2025613461

Дата поступления 24 февраля 2025 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 06 марта 2025 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021619411

Программа определения усталостной долговечности
металлических конструкций при случайном
вибрационно-акустическом нагружении

Правообладатель: *Бессонов Павел Сергеевич (RU)*Автор(ы): *Бессонов Павел Сергеевич (RU)*

Заявка № 2021618492

Дата поступления 02 июня 2021 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 09 июня 2021 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев