

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова (БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова)»

На правах рукописи



Соболев Илья Александрович

**РАЗРАБОТКА БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА МОНИТОРИНГА
ЦЕЛОСТНОСТИ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ
ТЕХНИКИ МЕТОДОМ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ**

Специальность 1.3.7 Акустика

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, доцент
Ремшев Евгений Юрьевич

Санкт-Петербург
2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
1 СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ	15
1.1 Анализ существующих способов и методик применения неразрушающих методов оценки основных показателей эксплуатационных свойств авиационной и космической техники	15
1.2 Общая характеристика применения метода акустической эмиссии для контроля качества сварных и корпусных изделий различного назначения ...	17
1.3 Назначение и технические требования к контролю качества корпусных, силовых элементов авиационной и космической техники.....	26
1.4 Приборы и информационно-измерительные системы неразрушающего контроля на основе метода акустической эмиссии, методы и алгоритмы лоцирования сигналов	30
1.4.1 Алгоритмы лоцирования	30
1.4.2 Методы определения координат источника	33
1.4.3 Патентный поиск	37
1.5 Формулировка научной задачи, цели и задач диссертационной работы.....	41
2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ И УСТАНОВЛЕНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТРЕЩИНООБРАЗОВАНИЯ, СТАТИЧЕСКОЙ И ЦИКЛИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ МАТЕРИАЛА	42
2.1 Материал для исследования	42
2.2 Методики проведения испытаний.....	48
2.3 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при статической нагрузке цельного образца	54
2.4 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при статической нагрузке образца с нанесенной предварительно сквозной трещиной.....	65

2.5 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при циклической нагрузке цельного образца	74
2.6 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при циклической нагрузке образца с несквозной трещиной.....	79
Выводы по главе	85
3 РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА И МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛОКАЦИИ ИСТОЧНИКА СИГНАЛА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ.....	88
3.1 Математическая постановка задачи поиска местоположения источника акустической эмиссии	88
3.2 Приближенные методы поиска минимума функции нескольких переменных	90
3.2.1 Одномерный поиск локаций	91
3.2.2 Сопряженные направления	94
3.2.3 Метод сопряженных направлений Пауэлла	97
3.2.4 Метод Ньютона.....	100
3.2.4 Метод Дэвидона – Флетчера – Пауэлла.....	105
Выводы по главе	108
4 РАЗРАБОТКА ПРАКТИЧЕСКИХ РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО ПРИМЕНЕНИЮ АЛГОРИТМА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА СБОРА И ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	109
4.1 Экспериментальное исследование прототипа программно-аппаратного комплекса по сбору, обработке и лоцированию сигналов акустической эмиссии ..	109
4.2 Оценка результатов.....	115
4.2.1 Испытание образца № 2.....	115
4.2.2 Испытание образца № 1.....	120
4.2.3 Выводы по разделу.....	123

4.3 Разработка практических рекомендаций по применению метода АЭ для создания бортового комплекса автоматизированного неразрушающего контроля космической станции РОС	124
4.3.1 Практические рекомендации по применению комплекса в станции РОС	124
4.4 Разработка практических рекомендаций по применению метода АЭ для создания бортового комплекса автоматизированного неразрушающего контроля космической станции РОС	128
4.4.1 Параметры сигналов	128
4.4.2 Методы обработки сигналов	130
4.4.3 Общая характеристика алгоритмов обработки сигналов.....	131
4.4.4 Анализ производительности алгоритмов	132
4.4.5 Оценка работы рекурсивных алгоритмов.....	138
4.4.6 Метод подстановки	139
4.4.7 Метод дерева рекурсий.....	140
4.4.8 Метод мастер-теоремы	141
Вывод.....	142
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	143
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	145
ПРИЛОЖЕНИЕ А	158

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Количество и сложность аппаратов, применяемых в космической отрасли РФ, неуклонно растут ввиду активного развития технологий. В связи со спецификой работы аппараты должны обладать высоким качеством, надежностью и долговечностью. Однако возрастающие требования к надежности, долговечности и безопасности эксплуатации таких ответственных объектов актуализируют задачу совершенствования методов их диагностирования. Традиционные методы неразрушающего контроля (НК), такие как ультразвуковой, вихретоковый, и т. д., недостаточно эффективны для выявления опасных развивающихся дефектов в элементах аппаратов, в том числе из алюминиевых сплавов. Это связано со спецификой структуры алюминиевых сплавов, сложностью геометрии контролируемых изделий, трудностями выявления дефектов типа микротрещин или зон пластической деформации на ранних стадиях развития, а также невозможностью проведения контроля в режиме реального времени при эксплуатации объекта. Расширение сфер использования алюминиевых сплавов, аддитивных технологий и сложных инженерных решений требует внедрения инновационных методов НК, способных обеспечить своевременное выявление дефектов с достаточной точностью во время эксплуатации аппаратов без нарушения целостности объектов. В рамках данного исследования под «целостностью конструкции» понимается её способность сохранять герметичность в условиях эксплуатации космического аппарата, в т.ч. при воздействии внешних факторов (например, микрометеоритных ударов), приводящих к образованию сквозных дефектов.

Ключевой показатель целостности — отсутствие неконтролируемых утечек воздуха за пределы допустимых норм. Соответственно, задача неразрушающего контроля методом акустической эмиссии (АЭ) — локализация зон нарушения герметичности для своевременного выявления и устранения дефектов.

В этом контексте АЭ выделяется как перспективная технология, позволяющая проводить динамический мониторинг состояния структур в режиме ре-

ального времени во время эксплуатации объектов, что особенно актуально для систем, таких как спутники, орбитальные станции и т. д. В связи с этим представляется актуальным исследование возможности применения метода АЭ для мониторинга состояния технически сложных объектов из алюминиевых сплавов в процессе эксплуатации. Развитие радиоэлектронной промышленности и приборостроения позволяют создавать более совершенные системы неразрушающего контроля, в основе которых лежит метод акустической эмиссии.

«Изучение вопроса оценки долговечности материалов с помощью метода АЭ связано с научными трудами таких авторов, как С.А. Бехер, И.Ю. Кинжагулов, В.А. Сясько, К.Е. Аббакумов, Т.Б. Петерсен, Л. Р. Ботвина, Х. В. Махмудов, Н. А. Махутов, Е. Ю. Ремшев, Ю. В. Дробот, А. М. Лексовский, А. Л. Бобров, Л. Н. Степанова, А. И. Козинкина, М. Р. Тютин. Физическую природу метода АЭ исследовали такие авторы, как В. А. Барат, В. И. Ванов, Д. В. Мерсон, С. И. Буйло».

Однако в трудах данных авторов не уделено достаточного внимания исследованию закономерностей изменения параметров АЭ при статическом и циклическом нагружении элементов конструкций от наличия трещин в материале образцов. В то же время практически неизученным остается вопрос разработки методик, алгоритмов для регистрации, обработки, анализа и идентификации сигналов АЭ с целью оценки герметичности, трещинообразования и предрасположенности к развитию дефектов корпусных элементов космических аппаратов на этапе активной эксплуатации и в процессе всего жизненного цикла.

Целью работы является совершенствование системы мониторинга технического состояния материала корпусов и основных конструктивных модулей авиационных и космических аппаратов методом АЭ для предотвращения аварийных ситуаций, повышения безопасности эксплуатации, продления жизненного цикла.

Объект исследования: мониторинг состояния элементов авиационной и космической техники для фиксации и локализации областей течи через дефекты (трещины).

Предметом исследования: процессы получения, обработки АЭ информации о состоянии целостности элементов авиационной и космической техники, создание модели для поиска и локации дефекта.

В соответствии с поставленной целью в работе предполагалось решить следующие **задачи исследования:**

1. Анализ существующих методов неразрушающего контроля корпусных и силовых элементов авиационных и космических систем с оценкой их способности обеспечивать контроль параметров целостности конструкции в процессе эксплуатации.

2. Экспериментальные исследования закономерностей изменения параметров АЭ алюминиевых сплавов при статическом и циклическом нагружении с целью установления корреляции между характеристиками АЭ-сигналов и стадиями развития дефектов, влияющих на целостность конструкции.

3. Систематический сравнительный анализ существующих математических методов локализации источников АЭ с количественной оценкой их эффективности по показателям скорости сходимости и точности определения координат дефекта. Интеграция отобранных методов в программный модуль, проведение вычислительных экспериментов для сопоставления результатов локализации и разработка алгоритма локации источников АЭ для мониторинга целостности конструкций авиационной и космической техники.

4. Разработка бортового комплекса неразрушающего контроля на основе результатов с верификации алгоритма локации на основе натурных экспериментов с использованием эталонных образцов элементов конструкций авиационной и космической, с оценкой точности локализации дефектов и достоверности контроля параметров целостности.

Методология и методы исследования. Решение поставленных задач осуществлялось методами научного анализа, теоретических и экспериментальных исследований, обобщения полученных данных. Для изготовления, эксплуатационных и механических испытаний образцов и элементов конструкций

космической станции применялось современное (аттестованное по системе качества ИСО 9000) универсальное испытательное оборудование и приборы. Эксперимент проводился на базе методов математической статистики и теории планирования эксперимента. Дополнительные методы (наблюдение, сравнение, измерение, индукция, дедукция, синтез, абстрагирование, аксиоматический подход) использовались на вспомогательных этапах для обоснования гипотез, обработки информации и формулирования выводов.

Научная новизна. На основе экспериментально-аналитического исследования:

1. Экспериментально установлены закономерности изменения характеристик сигналов акустической эмиссии в процессе развития всех типов дефектов (сквозных, ударных) в алюминиевом сплаве АМгб, на основе полученных экспериментальных закономерностей разработана математическая модель, учитывающая параметры амплитуды, времени прихода сигнала и описывающая процесс разрушения материала образца.

2. Обоснован выбор математического метода Дэвидона – Флетчера – Пауэлла для разработки оригинального четырёхшагового алгоритма расчёта локации дефекта, адаптированного к задачам мониторинга целостности конструкций космических аппаратов методом акустической эмиссии, на основе сравнительного анализа методов одномерного поиска, сопряжённых направлений, метода сопряжённых направлений Пауэлла, метода Ньютона и метода Дэвидона – Флетчера – Пауэлла.

3. Разработана бортовая система мониторинга корпуса космической станции неразрушающим методом АЭ включающая методику и схемы акустико-эмиссионного контроля элементов конструкции космических аппаратов (отличающиеся по точности и энергопотреблению) на основе экспериментального исследования, которая позволяет обеспечить погрешность локализации источников акустико-эмиссионных не более 10%, точность определения утечки воздуха через дефект не более 15% от максимального расстояния между

датчиками при обнаружении утечек воздуха, что повышает надежность элементов конструкции космических аппаратов.

Теоретическая и практическая значимость работы:

1. Установленные корреляционные зависимости между изменением параметров механических свойств алюминиевых сплавов и параметров сигналов акустической эмиссии в алюминиевых сплавах АМг6 позволили создать универсальную математическую модель для прогнозирования разрушения материала, которая может углубить понимание механизма разрушения структуры материала под нагрузкой.

2. Определены информативные параметры АЭ контроля и закономерности их изменения в зависимости от типа дефекта (сквозного, ударного).

3. Экспериментально обоснован выбор математической модели Дэвидона – Флетчера – Пауэлла для решения задачи поиска локации источников сигналов акустической эмиссии, поскольку позволяет обеспечить наименьшую погрешность (около 10 мм), наибольшую скорость сходимости (быстрее на 25% по сравнению с аналогами), меньшее влияние шумов на результаты расчетов (влияние шума на 16% меньше), что расширяет методологическую базу расчётов локализации дефектов в условиях ограниченного времени и вычислительных ресурсов при условии обеспечения высокой точности локации источников.

4. Созданы методика и схемы неразрушающего контроля элементов конструкции элементов космических аппаратов, включающие: оптимальные схемы расстановки датчиков акустической эмиссии на элементах конструкции; алгоритм применения комплекса для мониторинга целостности конструкций в условиях орбитальной эксплуатации; критерии диагностики предельного состояния материала (в т.ч. порог накопления кумулятивной энергии $5 \cdot 10^8$ условных единиц за три последовательных цикла нагружения).

5. Теоретически обоснована и практически реализована методика обнаружения утечек воздуха в корпусных элементах конструкции космических аппаратов на производственной базе ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королёва»

с использованием полученных результатов исследования, показавшая практические результаты: погрешность локализации дефектов составила не более 10%, погрешность локализации утечек воздуха в корпусе под нагрузкой 0,1 кг/сут составляла не более 15 % от максимального расстояния между двумя ближайшими к месту утечки датчиками.

6. Результаты экспериментальных исследований внедрены в акустико-эмиссионной системе «РАНИС», сертификационный номер № 78686-20 ООО «НДТ системы», в части математической модели и методики применения ее при неразрушающем контроле, также при разработке внутреннего регламента Федерального государственного унитарного предприятия «Всероссийский научно-исследовательский институт метрологии им. Д.Ф. Менделеева» для проверки системы поиска дефектов в конструкциях вакуумных камер из состава Государственного первичного специального эталона единицы давления для области абсолютных давлений в диапазоне $1 \cdot 10^{-6}$ - $1 \cdot 10^3$ – ГЭТ 49-2016 методом акустической эмиссии и в образовательном процессе – в учебном процессе кафедры «Технология патронного производства и обработка металлов давлением» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

7. Результаты экспериментального исследования использованы при разработке системы мониторинга состояния ТЗ.0069.085 «Средства мониторинга технического состояния конструкции», шифр СЧ ОКР «КК РОС», государственный контракт № 2432730300620020160055351/351-РС403/24/62 от 02.07.2024 на тему «Создание космического комплекса российской орбитальной станции».

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Выявленные закономерности регистрации импульсов с максимальными амплитудами в материале образца в процессе начала движений дислокаций и при достижении физического предела текучести, установленная корреляционная зависимость между параметрами Ra-value и амплитудой импульсов, на основе которой разработана математическая модель (по формуле Пирсона),

описывающая процесс разрушения материала образца, определены предельные коэффициенты эксплуатационной прочности для образцов без трещины и с трещиной (0,78 и 0,85 соответственно) при статическом растяжении.

2. Результаты экспериментального исследования нового алгоритма и методики с математической моделью локации дефектов на основе интеграции математического метода Дэвидона – Флетчера – Пауэлла в программно-аппаратный комплекс для поиска положения источника акустико-эмиссионных сигналов при механическом нагружении объекта контроля, отражающие улучшение характеристик поиска локации (средняя погрешность не превышала 10%, скорость нахождения локации возросла на 25%, понизилось влияние шума на 16%).

3. Практические рекомендации по внедрению бортового комплекса постоянного мониторинга целостности конструкции космической техники на основе метода акустической эмиссии для определения возможных ударных (внешних) воздействий с погрешностью локализации не более 10% и для определения утечки воздуха через дефект в корпусе с погрешностью определения местоположения не более 15% от максимального расстояния между двумя ближайшими к месту утечки датчиками с временем реакции системы на критическое событие – не более 0,5 с.

Достоверность разработанных решений подтверждена в ходе натурных исследований, выполненных при использовании физически обоснованных подходов, методов и протоколов в качестве основных инструментов теоретического исследования; проведением экспериментальных исследований по научно обоснованным методикам, с использованием оборудования, измерительных приборов и аппаратуры, прошедших метрологическую аттестацию в сертифицированных учреждениях; совпадением результатов с надежными результатами других исследований при сопоставимых условиях.

Внедрение результатов работы

– Основные результаты исследований, приведенные в работе, нашли применение:

- при разработке системы мониторинга состояния «КК РОС»;
- при проектировании и разработке акустико-эмиссионной системы «РАНИС», сертификационный номер № 78686-20 ООО «НДТ системы», в части математической модели и методики применения ее при неразрушающем контроле;
- в образовательном процессе – в учебном процессе кафедры «Технология патронного производства и обработка металлов давлением» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова при изучении дисциплин «Материалы в пружинном производстве», «Акустические методы контроля и диагностики», при выполнении выпускных квалификационных работ обучающимися по специальности 17.05.01 «Боеприпасы и взрыватели» и направлению 15.04.03 «Прикладная механика»;
- при разработке внутреннего регламента Федерального государственного унитарного предприятия «Всероссийский научно-исследовательский институт метрологии им. Д.Ф. Менделеева» для проверки системы поиска дефектов в конструкциях вакуумных камер из состава Государственного первичного специального эталона единицы давления для области абсолютных давлений в диапазоне $1 \cdot 10^{-6}$ - $1 \cdot 10^3$ – ГЭТ 49-2016 методом акустической эмиссии.

Личный вклад соискателя заключается в том, что автор выполнил в полном объеме обзор литературных источников, научное обоснование и разработку методики, алгоритма для регистрации, обработки, анализа и локализации источников сигналов акустической эмиссии, а также экспериментальное исследование корреляционной зависимости изменения акустико-эмиссионных сигналов и изменения механических свойств алюминиевых образцов с трещиной и без трещины. Автор провел обработку результатов экспериментальных исследований и разработал рекомендации по применению комплекса, осуществив их проверку на практике. Диссертационная работа в полном объеме является самостоятельным исследованием. В работах, написанных в соавторстве, автор выявил зависимости исследуемых параметров, сформулировал выводы по исследованиям, описал проведенные эксперименты и их результаты.

Апробация и внедрение результатов исследования. Основные положения диссертационной работы докладывались на отечественных и зарубежных конференциях и отраслевых конкурсах и были отмечены дипломами победителя: в конкурсе лучших инновационных проектов в сфере науки и высшего образования Санкт-Петербурга в 2021 году в номинации «Лучшая инновационная идея» за проект «Разработка бортового комплекса, осуществляющего неразрушающий контроль конструкций летательных аппаратов в режиме реального времени при эксплуатации методом акустической эмиссии» (ИП № 09/21); Всероссийском молодежном научно-инновационном конкурсе «УМНИК» в 2021 г. от Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере с привлечением финансирования НИР по теме «Разработка бортового комплекса, осуществляющего неразрушающий контроль конструкций летательных аппаратов в режиме реального времени при эксплуатации методом акустической эмиссии» на сумму в 500 тыс. руб. (договор № 17838ГУ/2022 от 16.05.2023); Всероссийском молодежном научно-инновационном конкурсе «Студенческий стартап» в 2023 г. от Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере с привлечением финансирования НИР по теме «Разработка бортового комплекса, осуществляющего неразрушающий контроль конструкций летательных аппаратов в режиме реального времени при эксплуатации методом акустической эмиссии» на сумму в 1 млн руб. (договор № 2443ГССС15-L/89986 от 08.12.2023); XVI Всероссийском межотраслевом молодежном конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (протокол № 3 от 22 ноября 2024 г.); конкурсе грантов 2024 года для студентов вузов, расположенных на территории Санкт-Петербурга, аспирантов вузов, отраслевых и академических институтов, расположенных на территории Санкт-Петербурга (протокол № 1/24 от 01.07.2024); во Всероссийском межотраслевом молодежном конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», Москва, 2024 г. (III место в номинации «Ракетные и космические системы»); XXI Всероссийском конкурсе молодежных авторских проектов и проектов в сфере

образования, направленных на социально-экономическое развитие российских территорий, «Моя страна – моя Россия»; XXVI Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности» (Санкт-Петербург, 3–6 апреля 2023 г.); конкурсе грантов 2023 года для студентов вузов, расположенных на территории Санкт-Петербурга, аспирантов вузов, отраслевых и академических институтов, расположенных на территории Санкт-Петербурга (Санкт-Петербург, 20 марта – 18 апреля 2023 г.); X Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Защита от шума и вибрации» (Санкт-Петербург, 1–2 октября 2025 г.).

Соответствие диссертации паспорту научной специальности

Тема и содержание диссертации соответствуют пункту 2 предметной области специальности 1.3.7 Акустика, отрасль науки – технические науки:

«п.2. Акустическая диагностика и неразрушающий контроль в транспорте и строительстве; акустический мониторинг зданий и конструкций».

Публикации. Результаты диссертационного исследования опубликованы в научных изданиях и тематических сборниках научных трудов по материалам конференций. Всего по теме диссертации опубликовано 15 научных работ, в том числе 2 в международной наукометрической базе SCOPUS, 5 работ в рецензируемых журналах, входящих в Перечень ведущих научных журналов и изданий ВАК Минобрнауки РФ.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 115 наименований, 1 приложение, изложена на 160 страницах, содержит 15 таблиц и 77 рисунков.

1 СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1 Анализ существующих способов и методик применения неразрушающих методов оценки основных показателей эксплуатационных свойств авиационной и космической техники

Неразрушающий контроль (НК) авиационной техники (АТ) и космической техники (КТ) обеспечивает безопасную эксплуатацию изделий и продлевает их жизненный цикл. Главная задача НК – это своевременное выявление дефектных элементов конструкций двигателя, крыла, агрегатов и т. д. с целью исключения их разрушения в процессе эксплуатации. Особенностью НК является то, что в процессе контроля испытуемый объект не подвергается разрушающим или повреждающим воздействиям [1, 2]. С 1920-х годов в авиации начали применять рентгенографический метод контроля [3, 4, 5]. Этот метод позволял обнаруживать поры, трещины, которые не были видны при визуальном контроле. В 1930-х годах был разработан метод магнитного контроля, позволяющий обнаруживать дефекты в ферромагнитных материалах, таких как сталь [6–10]. Метод применялся для выявления трещин, повреждений и подобных дефектов. В 1940-х годах появился ультразвуковой контроль, который позволял обнаруживать дефекты в различных материалах, включая металлы, композиты [11–13]. Данный метод можно считать одним из основных в авиации и космонавтике. Активное внедрение методов НК началось в 1950-х годах. Они все более широко применялись, развивались, появлялись новые методы в связи с долгой эксплуатацией парков воздушных средств (ВС) и космических средств (КС), а также из-за возрастающих требований к качеству контроля. Чем старше становился парк, тем важнее было получить информацию о допустимости состояния АТ и КТ для эксплуатации в рабочем режиме. Сегодня разработаны стандарты на проведение НК: для авиационной отрасли – стандарт ОСТ 5430019-83 «Контроль неразрушающий. Порядок применения методов и средств неразрушающего контроля при

эксплуатации и ремонте авиационной техники гражданской авиации. Общие положения» [14]; для космической отрасли – ГОСТ Р 56474-2015 «Национальный стандарт Российской Федерации. Системы космические. Контроль неразрушающий физико-механических свойств материалов и покрытий космической техники методом динамического индентирования. Общие требования» [15].

Основными методами НК на сегодня являются визуально-оптический, рентгенографический, магнитопорошковый, ультразвуковой, вихретоковый [16–19]. Ниже будет проведен анализ каждого метода. Ультразвуковой неразрушающий контроль (УЗНК) является популярным и точным инструментом диагностики в авиации и космонавтике, который позволяет обеспечить безопасность и надежность функционирования парка указанных отраслей, предотвращая возникновение аварийных ситуаций. Важно понимать, что УЗНК не является универсальным методом и имеет свои ограничения, описанные выше. Для достижения максимальной эффективности необходимо учитывать все эти недостатки и использовать УЗНК в сочетании с другими методами неразрушающего контроля. Актуальность развития в отрасли существующих и внедрения новых неразрушающих методов контроля обусловлена следующими положениями: авиация и космонавтика используют все более сложные композитные материалы, сплавы и покрытия, которые сложно исследовать классическими методами; классические методы имеют ограниченную чувствительность и не всегда способны обнаружить развивающиеся дефекты, которые могут привести к катастрофическим последствиям; современные летательные аппараты и космические корабли имеют сложную конструкцию, которая затрудняет доступ к местам контроля традиционными методами; классические методы часто требуют сканирования больших поверхностей, что делает их зависимыми от человеческого фактора, повышает вероятность ошибок и делает указанные методы менее эффективными для массового контроля; повышенные требования к безопасности в авиации и космонавтике требуют более точных и чувствительных методов контроля.

Для проведения анализа с помощью традиционных методов требуется выводить объект контроля из эксплуатации. Также классические методы по большей части не автоматизированы, им требуется значительное время на проведение анализа, и они сильно зависят от навыков оператора. Все это приводит к выводу о необходимости развития инновационных, более современных и эффективных методов контроля с возможностью автоматизации и использования в процессе эксплуатации объекта. Подобным новым методом может стать метод акустической эмиссии.

1.2 Общая характеристика применения метода акустической эмиссии для контроля качества сварных и корпусных изделий различного назначения

Метод акустической эмиссии (МАЭ) – это неразрушающий метод контроля, который позволяет выявлять в структуре материала различные дефекты: поры, трещины, расслоения и т. д. [20]. МАЭ основан на том, что при нагрузке материала происходят изменения его микроструктуры, в том числе сдвиги кристаллической решетки, разрывы, деформации (нагрузка может быть механической, термической и т. д.). Эти явления сопровождаются возникновением высокочастотных упругих волн, которые можно зафиксировать специальными датчиками. По параметрам зафиксированных волн можно обнаружить наличие дефекта, определить тип дефекта, спрогнозировать его поведение, определить степень его опасности для конструкции [21–26]. Микромеханическая модель процесса фиксации сигналов показана на рисунке 1.1.

При исследовании метода было обнаружено, что в значительной мере на него влияет история нагружения анализируемых конструкций. Помимо этого, была выявлена корреляция параметров акустической эмиссии от свойств материала и типа деформации. В процессе нагружения материала акустически эмиссионные сигналы растут, после чего их рост останавливается. Авторы статьи [27] заметили этот эффект и отразили на диаграмме, показанной на рисунке 1.2.

нагрузку, а затем стабилизироваться. Иным требуется значительное время для достижения равновесного состояния. В некоторых случаях нагрузка может привести к структурному разрушению без перехода в стабильное состояние.

Следует отметить, что некоторые пластические материалы не генерируют эмиссионных сигналов до превышения уровня предыдущей нагрузки. Это было отмечено еще в 1950 г. Д. Кайзером [28]. Позже Г. Данеган [29] в своих исследованиях пришел к выводу о том, что появление эмиссии при приложении повторной нагрузки свидетельствует о дефекте в структуре. На рисунке 1.3 показана диаграмма с эффектом Д. Кайзера. Участки нагружения показаны участками AB и BD , разгрузки – CB , EF . Как видно из графика, после второй нагрузки наблюдается резкий рост числа импульсов. Этот рост как раз и говорит о наличии дефекта в структуре.

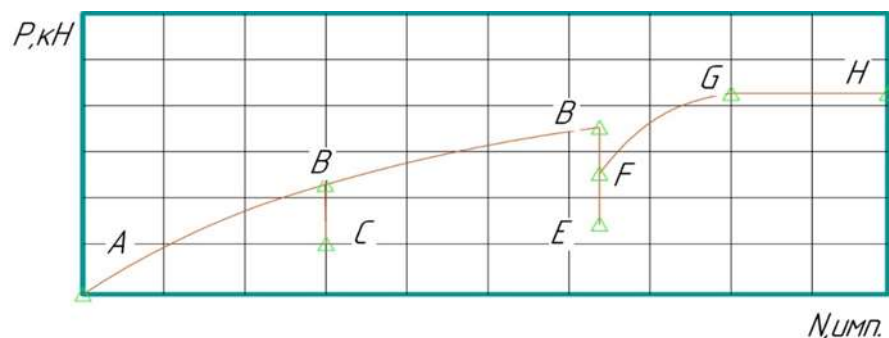


Рисунок 1.3 – Схема изменения сигналов АЭ в зависимости от силы нагружения

На основе вышеописанного следует заключить, что по сравнению с классическими НМК преимуществами МАЭ являются возможность обнаружения дефектов на самых ранних стадиях, когда они еще не видны другими методами; возможность наблюдать за изменением состояния материала в реальном времени; отсутствие необходимости контакта со всей поверхностью материала, что сокращает длительность анализа сложных конструкций. Сложность применения МАЭ заключается в следующем: анализ сигналов требует опыта и специальных знаний; внешние шумы могут искажать сигналы АЭ. И тем не менее благодаря значительным преимуществам, описанным выше, метод нашел широкое применение. Использование МАЭ отражено в работах отечественных и

зарубежных авторов, таких как Т. Т. Anderson. [30], J. Kaiser [28], В. Н. Schofield [31], В. А. Грешников [32], Ю. Б. Дробот [32], А. А. Тутнов [33], И. А. Тутнов [33], О. А. Бартенев [34], Ю. И. Фадеев [34], В. М. Баранов [35], А. И. Гриценко [35], А. М. Карасевич [35], В. И. Иванов [36], И. Э. Власов [36] и др.

Помимо науки МАЭ активно применяется в промышленности при контроле мостов, мостовых кранов, ковшовых грузовиков, трубопроводов, опор зданий и шахт, военных транспортных средств, сосудов давления, рельсовых цистерн и т. д. [37–43]. С помощью метода осуществляется процесс мониторинга сварки и анализ степени упрочнения материалов. На рисунке 1.4 приведены примеры использования метода.



Рисунок 1.4 – Применение метода акустической эмиссии

Также МАЭ применяется для исследования качественных и высокопрочных сталей. В источнике [44] описывается возможность применения метода для контроля коррозионных повреждений в вертикальном стабилизаторе в полете, а также наличия трещин в других нагруженных зонах. В ходе исследования на объекты устанавливались датчики, формировалась решетка, осуществлялась циклическая нагрузка. Размер и форма ячейки выбирались в зависимости от алгоритма обработки информации. Объекты контроля изготавливались из стали марок 20 и А537. Испытание проводилось на воздухе и в агрессивной среде (3,5 % NaCl). На рисунке 1.5 представлены результаты авторов – графики зависимости скорости нарастания сигналов акустической эмиссии от числа циклов для двух сталей.

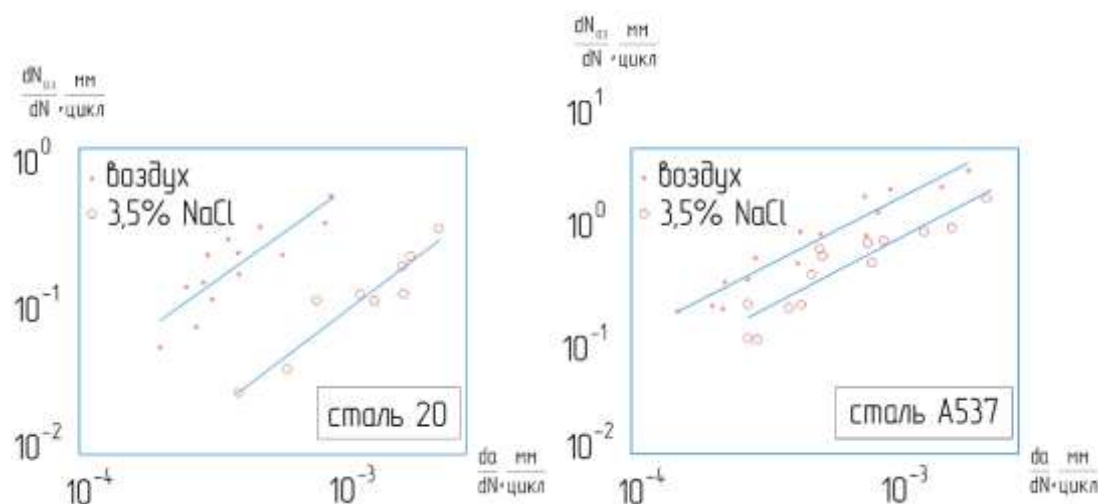


Рисунок 1.5 – Графики зависимости нарастания суммарного сигнала АЭ от числа циклов нагружения образцов для двух марок стали на воздухе и в агрессивной среде [44]

По итогу анализа авторы выяснили, что интенсивность появления сигналов связана с динамикой развития трещин. При увеличении скорости роста усталостной трещины суммарный сигнал АЭ устойчиво рос. Этот результат подтвердил гипотезу о механизме протекания процесса зарождения и развития дефектов и то, что параметры АЭ не зависят от условий окружающей среды. Они определяются структурой материала.

Рассмотрим контроль шасси самолета. В процессе работы они испытывают значительные циклические нагрузки. На практике без полной разборки корпусного изделия выявить трещину узла современными средствами контроля нельзя. Основными неисправностями стоек шасси являются износ и деформация цилиндропоршневой группы, утечки из амортизатора, механические поверхностные повреждения, коррозия. В качестве наиболее опасного типа дефектов шасси можно выделить усталостные трещины (как в сварных швах, так и в материале корпуса). Если рассматривать шасси (рисунок 1.6), то с большей вероятностью дефект будет проявляться в соединительных болтах, зонах, соединяющих шток с головкой штока радиусных переходов головки штока, в проушинах крепления верхнего и нижнего звеньев шлиц-шарнира, кронштейнах крепления, сварном шве, соединениях амортизационной стойки, на поверхности штока.

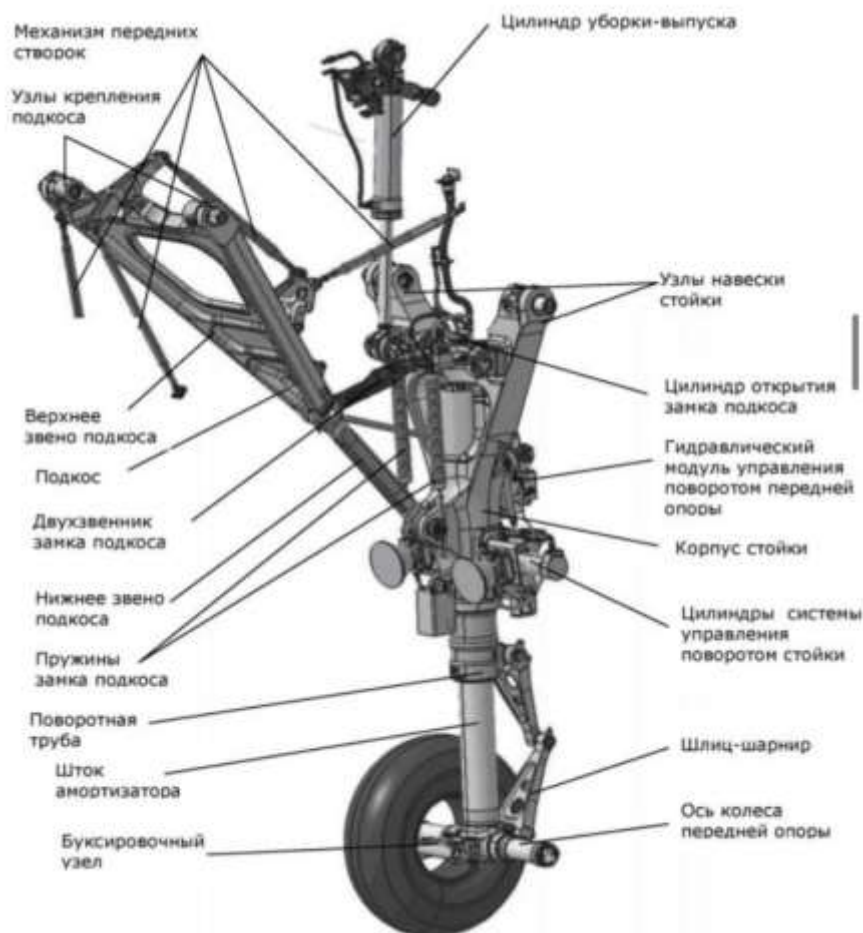


Рисунок 1.6 – Конструкция шасси

Сегодня для анализа технического состояния шасси применяются классические МНК: ультразвуковой, магнитно-порошковый, визуально-оптический, метод проникающих жидкостей. Следует отметить, что визуально-оптические методы, методы проникающих жидкостей, ультразвуковой, токовихревой, магнитно-порошковый методы позволяют эффективно выявлять только поверхностные трещины. Ультразвуковой метод может находить и глубинные трещины, но из-за сложной конструкции в конкретном узле сигналы будут рассеиваться. Узел состоит из большого числа соединений различных деталей. Подход к соединениям часто затруднен или невозможен. Это дополнительно усложняет процесс применения классических методов, а в некоторых случаях делает его невозможным. Основываясь на вышеописанном, следует отметить, что традиционные методы эффективны при разборке конструкции. Необходимость разборки соединений шасси для диагностики их технического состояния (даже при условии периодичности) ведет к увеличению трудоемкости, затрат, времени. По сути, любая разборка-сборка соединения приводит к изменению технического состояния из-за допусков и посадок. При наличии нескольких соединений и многократной разборке или сборке данные изменения могут вызвать значительное ухудшение усталостных характеристик конструкции. Очевидно, что метод АЭ целесообразно использовать при контроле процессов накопления повреждений в шасси. При разработке нового прибора следует рассматривать вопрос о достоверном контроле состояния полостей, которые недоступны для визуального контроля, а также вопрос об обнаружении корреляции признаков, достоверно устанавливающих наличие или отсутствие дефектов структуры.

Рассмотрим контроль крыльев летательных аппаратов. Они работают по принципу подъемной силы, которая возникает из-за разницы давлений воздуха под крылом и над крылом. Крылья имеют аэродинамический профиль, напоминающий крыло птицы. Верхняя поверхность крыла выпуклая, а нижняя – более плоская. Конструкция крыла представлена на рисунке 1.7.

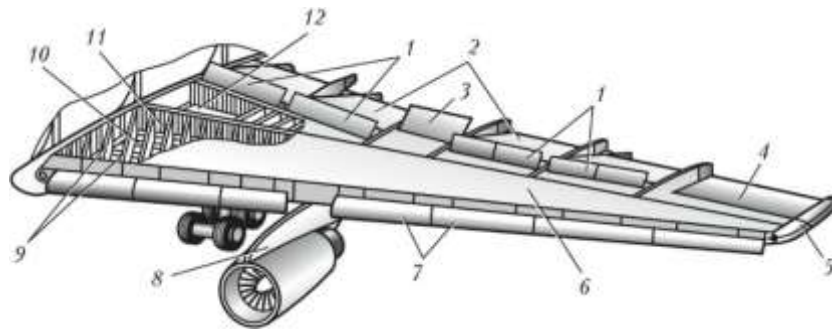


Рисунок 1.7 – Схема крыла самолета:

1 – интерцепторы; 2 – закрылки; 3 – тормозной щиток; 4 – элерон; 5 – законцовка крыла; 6 – обшивка; 7 – предкрылки; 8 – пилон для крепления двигателя; 9 – нервюры; 10 – стенки и стрингеры; 11 – каркас из лонжеронов; 12 – узлы крепления и ниша основной опоры

В ходе работы крыло испытывает множество различных нагрузок. Эти нагрузки могут быть как статическими, так и динамическими. Не всегда инженеры-проектировщики могут учесть все факторы, которые влияют на крылья как в момент эксплуатации, так и в момент их изготовления. Ведь уже на этапе производства в конструкции крыла может быть заложен дефект. Следует отметить, что основными видами неисправностей крыльев являются: трещины, которые могут возникать в результате усталости металла, при ударах или при иных воздействиях; прогибы, возникающие из-за излишних перегрузок или при неправильном обслуживании; деформация из-за сильных ударов, столкновений с птицами или посторонними предметами; отрыв элементов при сильных нагрузках, например, при посадке с большой скоростью; отслоение в связи с нарушением адгезии между слоями материалов.

Самый опасный вид дефекта для крыла – это тот, который может привести к потере прочности конструкции и, как следствие, к обрушению крыла во время полета. Среди самых опасных дефектов можно выделить усталостные трещины. Автор [45] описывает характер распространения трещин в конструкции крыла самолета при ее приближении к подкрепляющему стрингеру (стрингер можно назвать подкрепляющим элементом. – *Прим. авт.*). В источнике говорится, что интенсивность развития трещины будет уменьшаться при достижении стрингера. В некоторых случаях даже будет наблюдаться торможение развития дефекта, но сама форма трещины будет изменяться. Необходимо отметить, что торможение

развития трещины будет иметь временный характер. Позже в конструкции будет наблюдаться повторное ускорение развития дефекта, которое может привести к выходу из строя узла. В связи с этим актуальной задачей является своевременный контроль появления и развития дефектов. На сегодняшний момент известно много способов контроля крыльев. Основными являются визуальный осмотр, неразрушающий контроль, испытания на прочность, функциональные тесты, профилактическое техническое обслуживание, мониторинг состояния. Ниже будут описаны некоторые из них.

Проводятся поиски новых методов исследований и анализа состояния конструкций, и в первую очередь мониторинга в режиме реального времени для снижения затрат производителей и эксплуатирующих организаций. На основе вышеизложенного в разделе можно сделать вывод, что метод АЭ позволяет с высокой эффективностью анализировать структуру материала. В отличие от аналогов он может обнаруживать дефекты с момента их зарождения. Также значительным достоинством МАЭ является то, что метод может контролировать состояние микроструктуры материала изделия во всем объеме при доступе к минимальной площади изделия. Помимо этого, исследованиями по теме была выявлена возможность по данным АЭ классифицировать обнаруженные потенциальные дефекты по степени их опасности для конструкции изделий. Метод АЭ возможно применять при нагружении объектов контроля, в том числе при эксплуатации конструкций. Внедрение комплекса, основанного на МАЭ, в авиационную и космическую технику можно использовать при динамических, статических и циклических испытаниях на стадии подготовки, выпуска и эксплуатации изделий указанных областей. Перспективным и инновационным направлением является разработка бортовых авиационных и космических комплексов неразрушающего мониторинга силовых элементов, а также мониторинга герметичности космических аппаратов. Проведенный патентный поиск и анализ научной литературы показал, что в данных направлениях разработки практически отсутствуют, прямых аналогов нет.

1.3 Назначение и технические требования к контролю качества корпусных, силовых элементов авиационной и космической техники

Назначением контроля качества корпусных и силовых элементов является:

- повышение безопасности эксплуатации изделий за счет снижения вероятности развития критических повреждений;
- продление жизненного цикла использования за счет своевременного обнаружения трещин, коррозии, пробитий и т. д.;
- упрощение процедур контроля технически сложных изделий;
- сокращение ресурсных затрат на проведение контроля и т. д.

Для описания технических требований, предъявляемых к контролю качества силовых элементов авиационной и космической техники, следует иметь четкое понимание того, какие элементы будут входить в комплекс контроля методом АЭ и какие условия окружающей среды будут на них воздействовать. Сначала рассмотрим нагрузки, которые испытывает аппаратура авиационной техники [46]. Их (нагрузки) можно разделить на несколько видов.

1 Механические нагрузки – это нагрузки, возникающие в результате движения и маневрирования летательного аппарата. Они включают в себя статические нагрузки. Это вид нагрузок, действующих на конструкцию в неподвижном состоянии.

2 Динамические нагрузки – вид нагрузок, возникающих при движении летательного аппарата. Могут быть вызваны вибрацией, ударами, ускорением и т. д.

3 Тепловые нагрузки – это нагрузки, возникающие из-за нагрева аппаратуры от работы двигателей, солнечных лучей и других источников тепла.

4 Климатические нагрузки – это нагрузки, включающие в себя воздействие температуры, влажности, давления, солнечной радиации и других климатических факторов. Климатические нагрузки могут вызвать коррозию, окисление и другие повреждения.

5 Радиационные нагрузки – это нагрузки, возникающие из-за космической радиации. Могут приводить к сбоям в работе электроники и другим проблемам.

6 Акустические нагрузки – это нагрузки, возникающие из-за воздействия шума и вибраций на авиационную технику. Они могут привести к усталости материала и его разрушению.

7 Электромагнитные нагрузки – это нагрузки из-за электромагнитных полей, которые может создавать сам летательный аппарат и которые могут влиять на работу аппаратуры.

8 Химические нагрузки – это нагрузки, возникающие из-за вредных веществ, таких как топливо, масло и гидравлическая жидкость, могут вызывать коррозию и загрязнение аппаратуры.

Анализируя вышеуказанное, стоит отметить, что механические нагрузки являются одними из наиболее опасных для сохранения целостности конструкции. Схема распределения их сил имеет сложный характер. Действующие нагрузки разделяются на две группы: нагрузки в полете и на взлете-посадке. В полете на самолет действуют аэродинамические силы, такие как сила тяжести, инерционная сила, сила реакции опорной поверхности, тяга двигательной установки. На взлете-посадке наибольшее влияние на конструкцию оказывает энергия посадочного удара. На рисунке 1.8 приведены примеры внешних нагрузок.

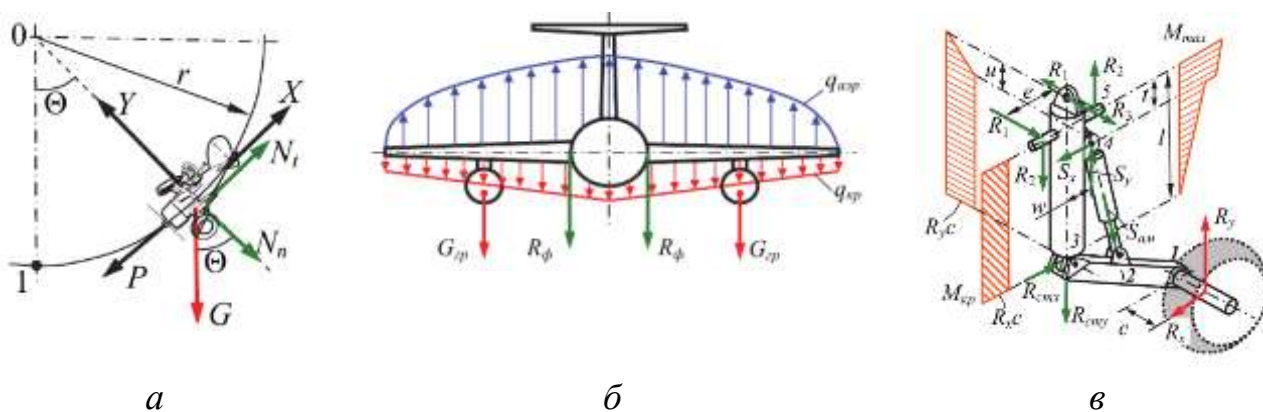


Рисунок 1.8 – Примеры статических и динамических нагрузок, которые испытывают самолеты:

Y – подъемная сила; X – сила аэродинамического сопротивления; P – сила тяги; G – сила тяжести; N_n – центробежная сила; N_t – тангенциальная сила инерции; Θ – угол наклона траектории; $q_{\text{аэр}}$ – поверхностная аэродинамическая нагрузка; $q_{\text{кр}}$ – распределенная сила инерции; $G_{\text{гр}}$ – сосредоточенная сила инерции от агрегатов и грузов; $R_{\text{ст}}$ – реакция стойки; $S_{\text{ам}}$ – сжимающая сила амортизатора

На рисунке 1.8, *а* отражено распределение динамических сил при выполнении манера «выход из пикирования». На рисунке 1.8, *б* показано распределение статической нагрузки на крыло. На рисунке 1.8, *в* показано динамическое распределение сил на шасси.

Теперь рассмотрим нагрузки, которые испытывает космическая техника [47]. Их (нагрузки) можно разделить на несколько видов:

- механические нагрузки;
- тепловые нагрузки;
- радиационные нагрузки. Здесь следует добавить, что по сравнению с авиационной техникой нагрузки будут выше, поскольку космос пронизан высокоэнергетическими частицами, которые могут повреждать электронные компоненты и материалы. Также в космосе присутствуют мощные выбросы энергии от Солнца, что дополнительно облучает технику;
- акустические нагрузки;
- электромагнитные нагрузки;
- вакуум – это среда с крайне низким давлением, практически полным отсутствием молекул газа. Вот некоторые из основных эффектов, вызываемых вакуумом. Многие материалы, используемые в космосе, содержат газы, которые при пониженном давлении начинают испаряться. Это может привести к деформации, изменению размеров и механических свойств материалов, а также к засорению механизмов. Смазка в механизмах может испаряться в вакууме, что приводит к трению и быстрому износу. Некоторые материалы, устойчивые к нагрузкам в атмосфере, становятся хрупкими в вакууме. В вакууме может происходить ускоренная коррозия, поскольку молекулы кислорода и воды, обычно присутствующие в атмосфере, отсутствуют;
- знакопеременные тепловые нагрузки.
- повреждения, связанные с метеоритами и космическим мусором.

Особое внимание следует уделить космическому мусору. Он является угрозой для космических миссий. В некоторых случаях мусор может попасть в космический аппарат, что в дальнейшем может привести к нарушению

работоспособности конструкции. Опасность мусора заключается в том, что он движется с огромной скоростью (до 30 тыс. км/ч). С такими условиями даже самый маленький объект способен пробить обшивку аппаратов и привести к аварии. На рисунке 1.9 показаны фотографии астронавта Тима Пика с международной космической станции (МКС). На них видны повреждения космического аппарата после встречи с космическим мусором.

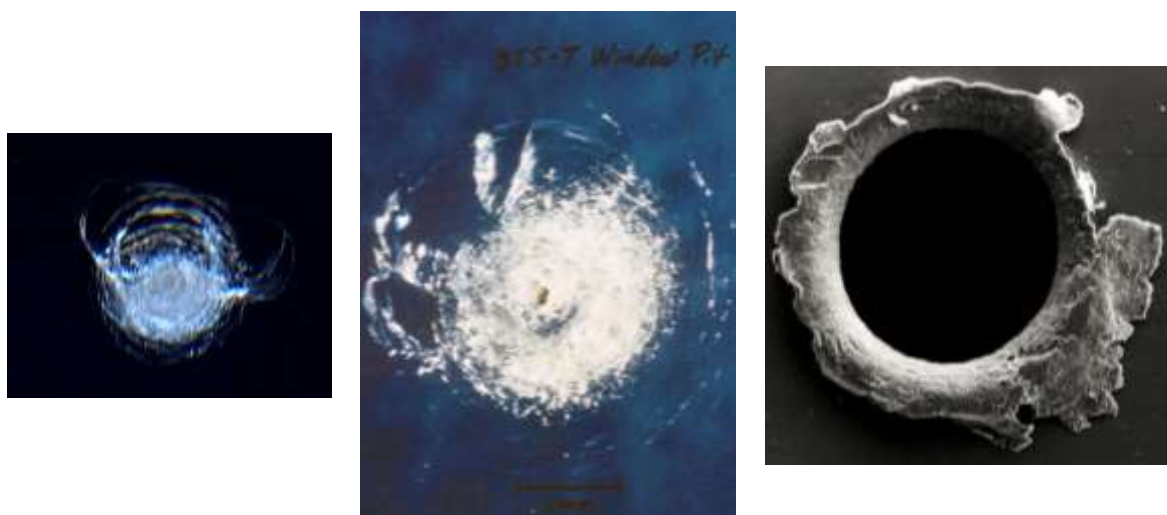


Рисунок 1.9 – Повреждения МКС от космического мусора (фото: Тим Пик)

В связи с описанными угрозами орбиту МКС постоянно корректируют для уклонения от столкновения с космическим мусором. За время работы космической станции орбиту корректировали 336 раз, 35 из которых выполнялись из-за риска столкновения.

На основе анализа нагрузок и тяжелых условий, которые возникают в двух рассматриваемых средах (воздушное пространство и космос. – *Прим. авт.*), можно сделать вывод, что при описании технических требований к контролю качества изделий следует отталкиваться от космической среды. Космическая среда характеризуется уникальными условиями: вакуум, перепады температур, радиация, микрометеороиды и др. Эти факторы существенно сильнее влияют на технику, чем в авиационной среде, что требует особого внимания к контролю и мониторингу. Таким образом, задачами контроля корпусных элементов космических станций являются:

- периодический мониторинг конструкции модулей для фиксации и локализации мест начала развития дефекта и его поведения в процессе роста;
- постоянный мониторинг конструкции модулей для фиксации и локализации мест образования дефекта от внешнего воздействия.

Таким образом, в рамках разработки бортового комплекса, целью которого является осуществление неразрушающего контроля элементов конструкции космических и летательных аппаратов в режиме реального времени, следует руководствоваться вышеописанными техническими требованиями. Имеющиеся сегодня технологии, методы разработки и исследований позволяют достичь поставленных условий. Кроме того, планируется проведение дополнительных исследований и испытаний, чтобы подтвердить возможность удовлетворения указанных требований. Также будут учитываться ограничения и условия окружающей среды, способные повлиять на конструкцию инновационного комплекса. Будет проведено исследование систем и методов неразрушающего контроля на основе метода АЭ для повышения эффективности новой методики контроля.

1.4 Приборы и информационно-измерительные системы неразрушающего контроля на основе метода акустической эмиссии, методы и алгоритмы лоцирования сигналов

1.4.1 Алгоритмы лоцирования

Учеными-исследователями было разработано множество алгоритмов лоцирования потенциальных дефектов [48]. Их можно разделить на два основных вида: алгоритмы, основанные на математических моделях, и алгоритмы, основанные на выборке параметров АЭ для расчета локаций. Выбор конкретного вида зависит от геометрии исследуемого объекта и свойств материала. По математической природе алгоритмы подразделяются на аналитические и итерационные. При использовании аналитического алгоритма расчет положения локаций происходит в ходе ряда последовательных математических действий,

которые должны описываться точными формулами. Схема работы алгоритма показана на рисунке 1.10.



Рисунок 1.10 – Схема работы аналитического алгоритма

При использовании итерационного алгоритма осуществляется поиск максимума или минимума какой-либо целевой функции. Точное решение может быть получено лишь в результате потенциально бесконечного повторения единообразных действий. Схема работы алгоритма приведена на рисунке 1.11.



Рисунок 1.11 – Схема работы итерационного метода

Преимуществами аналитических алгоритмов являются быстрота, эффективность и меньшие затраты на расчеты по сравнению с итерационными методами. С другой стороны, итерационные алгоритмы позволяют лучше анализировать сложную форму поверхности и анизотропию скорости звука.

Рассмотрим классификацию алгоритмов по идеологии выделения импульсов, согласно которой выделяются алгоритмы без группирования импульсов и с группированием импульсов. Алгоритмы без группирования

импульсов осуществляют поиск локаций за счет перебора и сравнения всех импульсов, регистрируемых на конкретной антенне. Они используются при малом потоке импульсных данных, поскольку при большом потоке данных вычислительная машина не успевает просчитывать локации для всех потенциально возможных комбинаций импульсов в режиме реального времени. Даже в процессе постобработки результатов на анализ уходит значительное время и сильно загружается вычислительный процессор.

Принцип действия алгоритмов с группированием импульсов заключается в выделении из потока групп сигналов с необходимыми физическими критериями. Такой способ позволяет минимизировать число импульсов, направленных на расчет локаций, что, в свою очередь, сокращает ресурсы, затрачиваемые на анализ. Схема алгоритма приведена на рисунке 1.12.

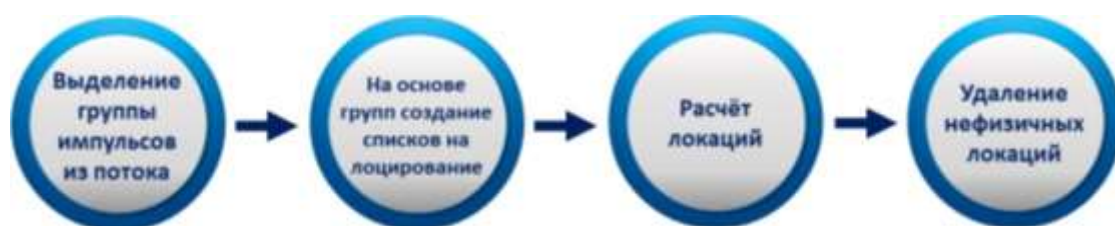


Рисунок 1.12 – Схема работы алгоритма с выделением групп локаций

Для того чтобы выделить группу из всего объема зарегистрированных импульсов, нужно выделить первый и последний импульсы группы (рисунок 1.13). Первый импульс группы от реального источника звука должен отличаться от остальных импульсов по своим параметрам.

Для определения последнего импульса необходимо:

- 1) задать длительность регистрации группы по времени или задать параметр изменения длины пробега импульса;
- 2) задать критерий завершения группы в виде повторения канала;
- 3) задать минимальное число импульсов одной группы.

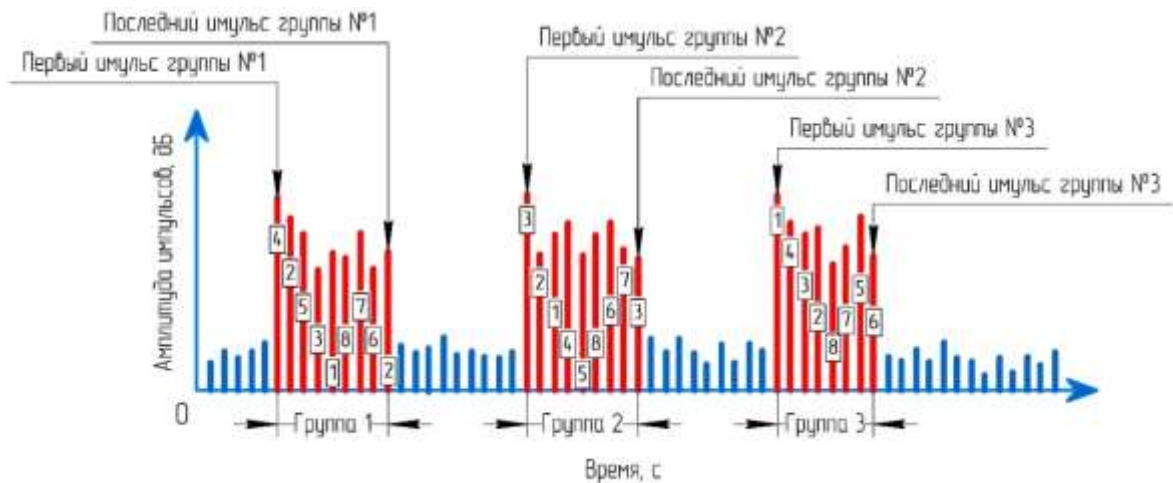


Рисунок 1.13 – Пример диаграммы «импульс – время» с выделенными группами импульсов: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 – номера каналов антенн

Указанные критерии допускается использовать совместно. После формирования групп импульсов осуществляется отсеивание сигналов и создается список импульсов на лоцирование. Список импульсов – эта часть группы импульсов, которая будет использована для определения локаций. Отсеивание сигналов осуществляется по критериям, задаваемым оператором. Первым критерием является проверка соответствия импульсов в группе параметрам первого импульса. Вторым критерием является проверка расстояния от датчика первого импульса к датчику остальных импульсов в группе. Можно задать максимальное расстояние от датчика первого импульса группы и отсеять в группе все импульсы, датчики которых превышают указанный параметр по расстоянию, т. е. задать окружение, в пределах которого импульсы будут регистрироваться. На этом формирование списка импульсов завершается, и дальше будет осуществляться расчет локаций выбранным методом.

1.4.2 Методы определения координат источника

Определение координат потенциальных дефектов основано на вычислении разности времени прихода сигнала акустической волны к нескольким пьезоэлектрическим преобразователям (ПЭП) [49]. Принцип метода заключается в следующем:

- 1) на поверхность объекта устанавливаются датчики;

- 2) объект контроля эксплуатируется в рабочем режиме или нагружается;
- 3) фиксируются независимые значения разности времени прихода сигналов на ПЭП;
- 4) по данным строятся гиперболы;
- 5) пересечение гипербол дает информацию о положении потенциального дефекта.

Как видно из вышеописанного, одного или двух приемников недостаточно: такое количество датчиков можно использовать при необходимости фиксации факта наличия дефекта в структуре без вычисления положения дефекта. Три приемника позволяют реализовать поиск источников сигналов внутри треугольника, который они образуют. Пример такой схемы приведен на рисунке 1.14.

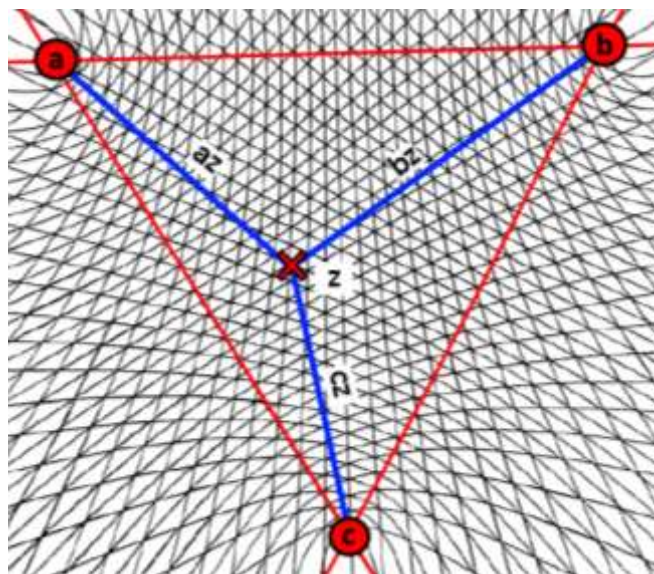


Рисунок 1.14 – Гиперболическая координатная сетка, полученная при локализации потенциального дефекта тремя преобразователями:

a, b, c – ПЭП; az, bz, cz – расстояние от дефекта до датчика; z – дефект

Если ввести в схему четвертый датчик, то это даст возможность расширить область контроля изделия (область контроля расширяется за образуемый треугольник между тремя датчиками), устраним неоднозначность в определении координат, повысит помехоустойчивость при контроле крупногабаритных

объектов [50–52]. Пример схемы с четырьмя преобразователями показан на рисунке 1.15.

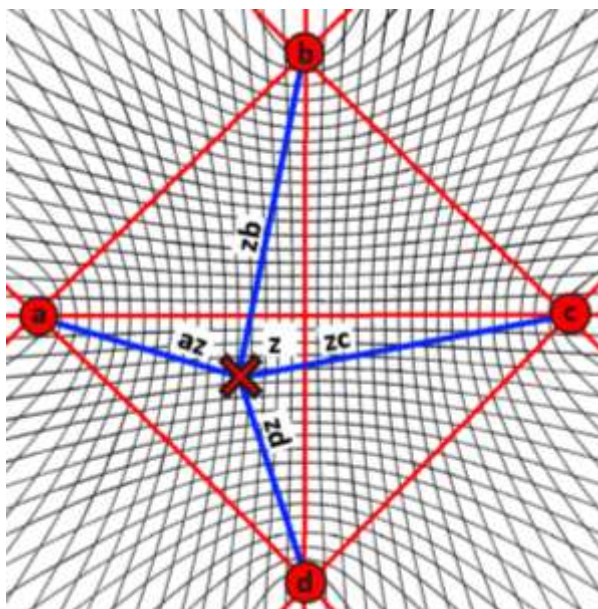


Рисунок 1.15 – Гиперболическая координатная сетка, полученная при локации потенциального дефекта четырьмя преобразователями
 a, b, c, d – ПЭП; az, bz, cz, dz – расстояние от дефекта до датчика; z – дефект

Основой метода является вычисление положения дефекта по связи «расстояние – время» (если известна скорость распространения волны в материале объекта контроля). Обозначим время прихода импульса t , скорость звука c , тогда расстояние от датчика до источника определим по формуле:

$$d = c \cdot t. \quad (1.1)$$

Поскольку в ряде случаев можно преобразовать объемную задачу в плоскую (развертка), формула (1.1) примет следующий вид:

$$d = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}. \quad (1.2)$$

Следует отметить, что в ходе вычислений делается допущение из-за неизвестности абсолютного времени возникновения сигналов. Оно заключается в том, что все время прихода импульсов рассматривается относительно фиксации первого импульса. В этом случае разность во времени прихода сигнала является

разностью в расстоянии от источника сигнала по отношению к расстоянию до ПЭП, к которому сигнал придет первым. Для ПЭП, к которому сигнал придет позже, формула разности может иметь вид:

$$t_2 - t_1 = (d_2 - d_1)/c. \quad (1.3)$$

Объединив (1.3) и (1.2), получим:

$$t_2 - t_1 = \left(\sqrt{(x_2 - x_s)^2 + (y_2 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2} \right) / c, \quad (1.4)$$

где x_s и y_s – неизвестные координаты потенциального дефекта.

Уравнение (1.4) нельзя решить из-за двух неизвестных. Для получения локации введем третий ПЭП, для которого уравнение будет выглядеть подобным образом:

$$t_3 - t_1 = \left(\sqrt{(x_3 - x_s)^2 + (y_3 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2} \right) / c. \quad (1.5)$$

Теперь система может быть решена методом множественной регрессии. Тогда общая формула вычисления разностного уравнения примет вид:

$$t_i - t_1 = \left(\sqrt{(x_i - x_s)^2 + (y_i - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2} \right) / c. \quad (1.6)$$

Уравнение (1.6) можно решить двумя способами. Во-первых, с помощью величины подгонного значения χ^2 . Оно позволяет минимизировать разницу между величинами наблюдаемой разницы времени прихода импульсов $\Delta t_{i, \text{наб}}$ и вычисленной разности прихода импульсов $\Delta t_{i, \text{выч}}$. Формула величины подгонного значения:

$$\chi^2 = \sum (\Delta t_{i, \text{наб}} - \Delta t_{i, \text{выч}})^2. \quad (1.7)$$

Сумма вычисляется для каждого потенциального дефекта. Если ошибки в найденных разницах отсутствуют, то значение $\chi^2 = 0$. В связи с этим алгоритм будет искать значения координат x_s, y_s , которые минимизировали χ^2 . Такой подход используется в симплексном поиске (3D или 2D плоскостные режимы), либо в методе Пауэлла. Существуют несколько принципов размещения датчиков:

1) независимое размещение позволяет контролировать несколько образцов, не опасаясь того, что информация с одного образца перепутается с информацией с другого;

2) зональное размещение дает точную информацию об источнике АЭ события. Регистрирует источник АЭ. При зональной группировке можно графически отобразить только информацию с датчика первой регистрации. В зональном алгоритме все датчики в группе сохраняются до момента обнаружения первой регистрации, воспринимается только эта информация. Другие датчики в группе затем блокируются или не воспринимаются. Таким образом, можно графически отобразить информацию о первой регистрации и установить, какой датчик или датчики ближе всего находятся к источнику АЭ;

3) линейное размещение: ПЭП размещаются в линию. Можно обнаружить точное размещение источников АЭ событий для любого числа датчиков. Источник АЭ от одного события лоцируется при попадании на два датчика;

4) прямоугольное размещение: датчики устанавливаются в решетку прямоугольников, и таким образом можно более эффективно охватить поверхность объекта контроля. Решетку из прямоугольников можно свернуть вокруг поверхности, чтобы охватить цилиндр. Датчики можно поместить на шляпках и сводах, которые могут быть на цилиндрах. Источник АЭ лоцируется при попадании на четыре ПЭП;

5) треугольное размещение (схема триангуляции): поверхность объекта контроля покрывается треугольниками ПЭП. Данный метод аналогичен прямоугольному размещению, но при локации необходимо, чтобы сигнал от источника АЭ попал на три датчика. Результаты контроля так же точны, как и при прямоугольном размещении.

1.4.3 Патентный поиск

После определения ключевых слов и фраз был осуществлен патентный поиск с использованием надежных и актуальных источников. В ходе поиска анализировались изобретения и полезные модели, связанные с разработкой

бортовых комплексов неразрушающего контроля, а также изобретения, связанные с неразрушающим контролем методом акустической эмиссии. В качестве баз с актуальной информацией были использованы:

- Роспатент (Rospatent.gov.ru);
- Всемирная организация интеллектуальной собственности (patentscope.wipo.int);
- Поисковая система Европейского патентного ведомства (worldwide.espacenet.com);
- Ведомство Европейского союза по интеллектуальной собственности (www.tmdn.org);
- Патентная база Соединенных штатов Америки (www.uspto.gov);
- Патентное ведомство Китая (english.cnipa.gov.cn);
- Патентное ведомство Японии (www.j-platpat.inpit.go.jp);
- Патентное ведомство Кореи (www.j-platpat.inpit.go.jp).

В результате поисков прямого аналога найдено не было. Наиболее близкими к тематике работы оказались 9 патентов, представленных в таблице 1.1 [53–61].

Таблица 1.1 – Результаты патентного поиска

№	№ патента	Наименование	Области применения
1	2	3	4
1	RU 44390 U1	Многоканальная акустико-эмиссионная система для диагностики промышленных объектов и устройство регистрации и обработки акустико-эмиссионных сигналов	1) трубопроводы; 2) нефтехранилища; 3) резервуары; 4) сосуды давления; 5) буровые платформы мостов; 6) атомные и химические реакторы и т. д.
2	RU 2 141 655 C1	Многофункциональная акустико-эмиссионная система диагностики конструкций и способ диагностирования на ее основе	1) конструкции широкого профиля; 2) сварные корпусные конструкции; 3) сосуды давления; 4) емкости; 5) трубопроводы и т. д.
3	RU 2 217 741 C2	Многоканальная акустико-эмиссионная система диагностики конструкций	Прочностные испытания крупногабаритных конструкций типа цистерн, сосудов давления, емкостей, самолетных конструкций, судов и т. д.

Продолжение таблицы 1.1

1	2	3	4
4	RU 2 105 301 C1	Многоканальное акустико-эмиссионное устройство для контроля изделий	Прочностные испытания крупногабаритных конструкций, работающих в среде с высоким уровнем шумов и помех, например, при выполнении контроля узлов самолетов, мостовых конструкций, грузовых вагонов в вагоноремонтных депо
5	RU 2 267 122 C1	Многоканальная акустико-эмиссионная система для диагностики промышленных объектов и устройство регистрации и обработки акустико-эмиссионных сигналов	1) трубопроводы; 2) нефтехранилища; 3) резервуары; 4) сосуды давления, 5) буровые платформы; 6) мосты; 7) атомные и химические реакторы и т. д.
6	RU 2 284 519 C1	Способ диагностирования рельсовых плетей металлического моста и устройство для его осуществления	Неразрушающий контроль и техническая диагностика акустико-эмиссионным методом железнодорожных рельсовых плетей на мостовой металлической конструкции
7	US4609994	Apparatus for continuous long-term monitoring of acoustic emission	Предназначена для непрерывного длительного мониторинга крупногабаритных конструкций методом акустической эмиссии
8	RU 2 175 129 C1	Акустико-эмиссионный способ диагностирования конструкций	Сосуды давления, емкости, трубопроводы и т. д.
9	US3946600	Acoustic emission method for detection and monitoring of corrosion	Контроль коррозии

Авторы указанных выше патентов предлагают использовать приборы при проведении испытаний в лабораторных условиях, при контроле трубопроводов, цистерн, железнодорожных узлов и т. д.

Стоит отметить, что ни один из вышеуказанных известных патентов не описывает создание бортового комплекса неразрушающего контроля, основанного на методе акустической эмиссии. Примеры схем из патентов представлены на рисунке 1.16.

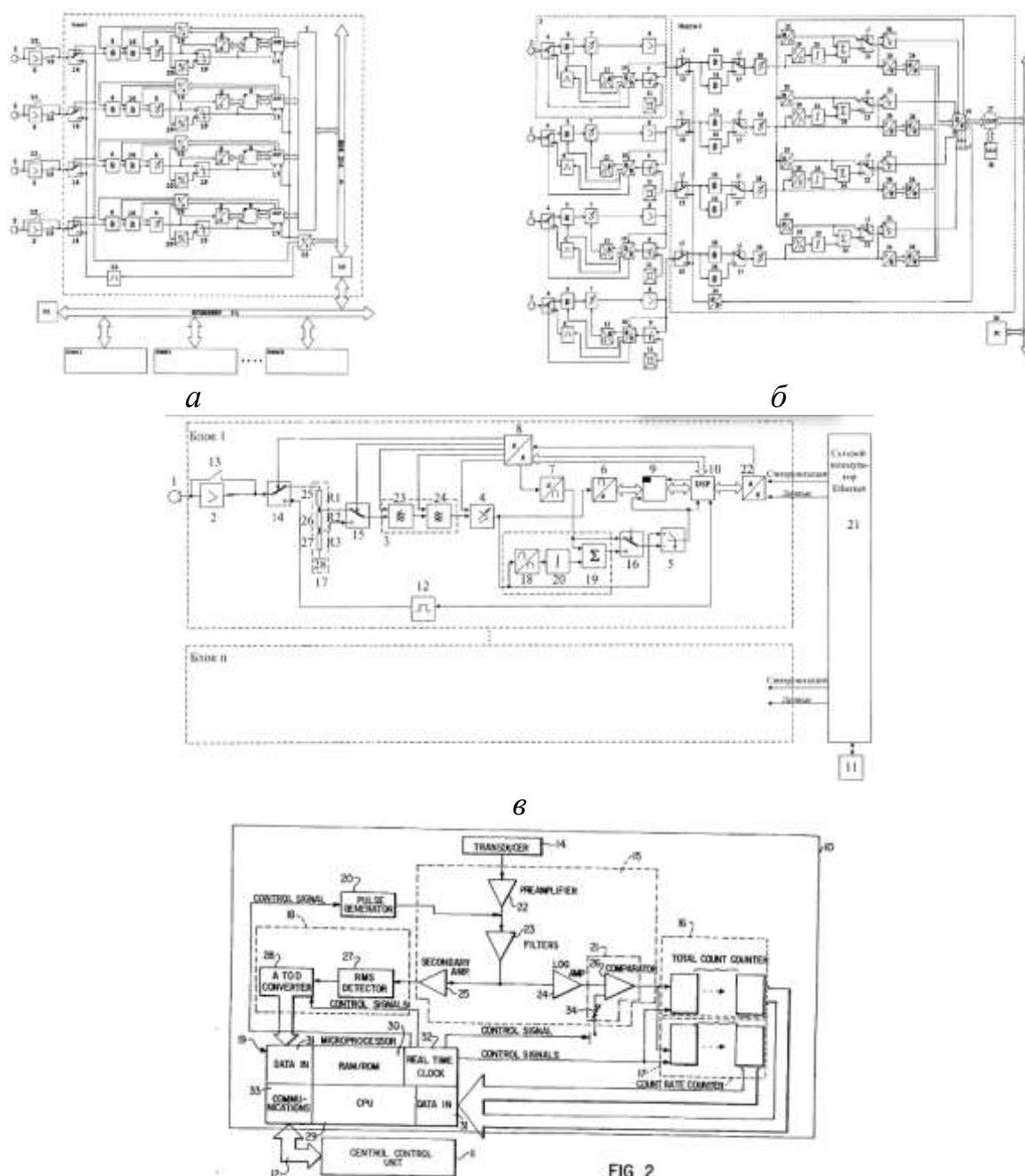


Рисунок 1.16 – Примеры схем из патентов полезных моделей:

- а – схема из патента RU 2 396 557 C1; б – схема из патента RU 2 726 278 C1;
 в – схема из патента RU 2 664 795 C1; г – схема из патента US4609994A

Следует также отметить, что к числу недостатков данных разработок можно отнести низкое быстродействие при обработке, высокую сложность, отсутствие возможности перестройки фильтрации в каждом канале. В них присутствует искажение калибровочного сигнала, которое приводит к ухудшению точности определения скорости звука в объекте контроля, нет возможности дистанционной

передачи сигнала от ПЭП до вычислительного блока. Недостатками данных устройств являются ограниченные функциональные возможности из-за низкой защищенности от шумов и помех. Патентный поиск показал отсутствие бортовых систем неразрушающего контроля авиационной техники и космических аппаратов различного назначения на основе метода акустической эмиссии.

1.5 Формулировка научной задачи, цели и задач диссертационной работы

Цель исследования: Разработка системы мониторинга и локализации дефектов методом акустической эмиссии для оценки технического состояния корпуса космической станции в процессе эксплуатации.

В соответствии с поставленной целью в работе предполагалось решить следующие задачи:

1. Анализ существующих методов и способов оценки работоспособности корпусных и силовых элементов авиационных и космических систем неразрушающими методами в процессе эксплуатации.

2. Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии образцов и конструкций космической станции из алюминиевых сплавов при статическом и циклическом нагружении.

3. Разработка алгоритма и математической модели локализации источника сигналов акустической эмиссии программно-аппаратного комплекса системы мониторинга космической станции.

4. Разработка практических рекомендаций по применению алгоритма программно-аппаратного комплекса сбора и обработки сигналов акустической эмиссии для осуществления мониторинга работоспособности космической станции в процессе эксплуатации.

2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ И УСТАНОВЛЕНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТРЕЩИНООБРАЗОВАНИЯ, СТАТИЧЕСКОЙ И ЦИКЛИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ МАТЕРИАЛА

В главе проводится описание материалов, измерительной аппаратуры и методов проведения экспериментов. На первом этапе решения задачи, сформулированной в названии главы, необходимо проведение лабораторных экспериментов по нагружению алюминиевых образцов под контролем МАЭ. Алгоритм проведения научных исследований с МАЭ должен включать в себя выбор материала и конструкции исследуемого образца, выбор АЭ-аппаратуры, типа и параметров преобразователя, метода крепления АЭ-аппаратуры и преобразователя, подбор параметров АЭ-системы, схемы нагружения. Эксперименты были проведены в соответствии с [62–67].

2.1 Материал для исследования

На сегодняшний день алюминиевые сплавы применяются для производства ряда элементов конструкции самолетов: фюзеляжа, крыльев, шасси, обшивки, двигательных гондол, пилонов, систем управления [68–73]. В таблице 2.1 приведено описание применяемых алюминиевых сплавов для различных элементов самолетов.

Таблица 2.1 – Алюминиевые сплавы, применяемые в элементах самолетов

Марка сплава	Характеристики	Пример применения
1	2	3
Д16Т	Прочность, устойчивость к усталости	1) обшивка Ту-204; 2) шпангоуты Ил-76; 3) обшивка и шпангоуты Ил-76, Ту-154; 4) верхние панели крыла Ил-114
В95Т1	Высокая прочность	1) лонжероны крыла Су-35, Ил-96; 2) нервюры Ту-160, Ан-124 «Руслан»

Продолжение таблицы 2.1

1	2	3
1163Т7	Прочность	Панели крыла МС-21
АК-1ч	Жаропрочность	Диски компрессоров двигателей ПД-14
АМг6	Коррозионная стойкость, пластичность, свариваемость	1) gondoles двигателей Ил-76, Бе-200 2) топливные баки Ту-154; 3) гидравлические системы Ан-124 «Руслан»

Данные материалы (см. таблицу 2.1) обладают малым весом и при этом имеют достаточные прочностные характеристики. Алюминиевые сплавы в большинстве случаев не требуют анодирования или грунтовки. В космической технике алюминиевые сплавы приобрели высокую популярность из-за сочетания легкости, прочности, коррозионной стойкости и технологичности (таблица 2.2).

Таблица 2.2 – Алюминиевые сплавы, применяемые в элементах космических аппаратов [74, 75]

Марка сплава	Характеристики	Пример применения
Алюминий – Медь – Магний (серия 2xxx) Пример: 2014-Т6 (аналог Д16)	Высокая прочность, устойчивость к усталостным нагрузкам при циклических вибрациях. Сохраняет прочность в условиях перепада температур	1) вторая ступень ракеты-носителя Atlas V; 2) обшивка модулей МКС (например, Zarya)
Алюминий – Цинк – Магний (серия 7xxx) Пример: 7075-Т6 (аналог В95)	Высокая прочность для силовых элементов, работающих на растяжение и сжатие. Сохраняет прочность в условиях перепада температур	1) корпус разгонного блока «Бриз-М»; 2) элементы ракеты Falcon 9
АК4-1ч	Сохраняет прочность при температурах до +300 °С. Устойчив к термической усталости	Диски турбин двигателя РД-180
Сплавы алюминий-магниевого	Отсутствие необходимости в упрочняющей термической обработке, хорошая свариваемость, высокая общая коррозионная стойкость. Можно получить деформируемый сплав, обладающий достоинствами отожженного сплава	1) силовые полусферические оболочки корпуса искусственного спутника «ПС-1»; 2) топливные баки ракеты «Восток»; 3) корпус спускаемого аппарата и приборный отсек на «Востоке»; 4) корпуса космических челноков «Спейс шатл»; 5) телескопическая балка антенны космического телескопа «Хаббл» и т. д.

Исследование АЭ-откликов на алюминиево-магниевых сплавах (АМг) представляет особый интерес благодаря уникальным свойствам, технологичности и широкому спектру применения данного материала в областях авиации и космонавтики. Это связано с высокой коррозионной стойкостью в условиях влаги и действия агрессивных сред, технологичностью и ремонтпригодностью, высокой пластичностью, устойчивостью к низким температурам, экономической эффективностью. Из-за того, что данный вид марок сплавов часто применяется в космонавтике, их следует использовать при проведении исследований. Данное утверждение подтверждается актуальностью применения подобного вида материалов для современных проектов, таких как МС-21, Су-57, ракеты «Ангара» и т. д. Сегодня одной из наиболее распространенных марок, удовлетворяющих требованиям космической и авиационной отраслей, является сплав АМг6. Сплав широко используется в авиационной и космической промышленности благодаря сочетанию легкости, прочности, коррозионной стойкости. Данный сплав применяют в корпусах летательных аппаратов, где критичны герметичность и малый вес; силовых элементах средней нагруженности, таких как рамы и кронштейны; наружных панелях самолетов, устойчивых к воздействию влаги и перепадам температур; легких трубах для подачи топлива и газа. Химический состав сплава АМг6 (согласно ГОСТ 4784-97 [76]) приведен в таблице 2.3. Механические свойства приведены в таблице 2.4.

Таблица 2.3 – Химический состав сплава АМг6

Элемент	Al	Mg	Mn	Fe	Si	Ti
Массовая доля, %	93–94	5,8–6,8	0,5–0,8	≤0,4	≤0,4	≤0,1
Элемент	Cu	Zn	Прочие			
Массовая доля, %	≤0,1	≤0,2	≤0,1			

Таблица 2.4 – Механические свойства сплава АМг6

Наименование свойства	Величина	Наименование свойства	Величина
1	2	3	4
Предел прочности (σ_b)	310–340 МПа	Коррозионная стойкость	Высокая, особенно в морской среде и агрессивных средах

Продолжение таблицы 2.4

1	2	3	4
Предел текучести ($\sigma_{0,2}$)	160–200 МПа	Свариваемость	Отличная
Относительное удлинение (δ)	15–20 % (в отожженном состоянии)	Обрабатываемость	Хорошо поддается холодной деформации
Твердость по Бринеллю (НВ)	70–90 НВ		
Плотность	~2,64 г/см ³		
Температура плавления	~610–640 °С		

Для силовых и циклических испытаний форма и габаритные размеры образцов выбирались исходя из рекомендаций, указанных в ГОСТ 25.506-85 [77] и ГОСТ 1497-2018 [78]. Согласно Приложению В ГОСТа из таблицы В.1 был выбран 23-й номер образца, тип I. Эскиз образца из ГОСТа представлен на рисунке 2.1. Размеры образца из ГОСТа представлены в таблице 2.5.

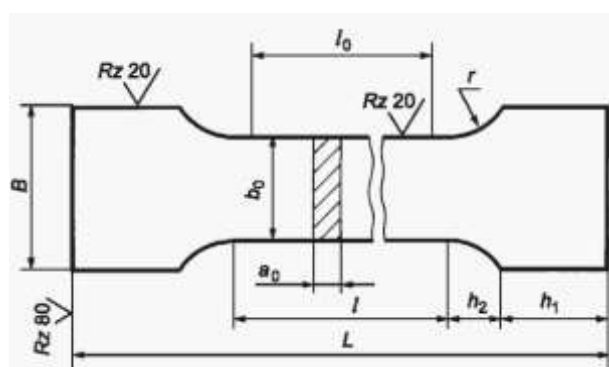


Рисунок 2.1 – Эскиз плоского образца для испытаний

Таблица 2.5 – Размеры плоского образца для испытаний типа I

a_0	b_0	$l_0 = 5,65\sqrt{F_0}$	$l_0 = 11,3\sqrt{F_0}$	l	B	h_1	L
3	20	45	90	$l_0 + (1,5 \dots 2,5)\sqrt{F_0}$	30	40	$l + 2(h_1 + h_2)$

Радиус рабочей части с головкой можно выбирать из диапазона от 25 до 40 мм. При этом h_2 принимает значение приблизительно 15–20 мм. Для проведения испытаний была подготовлена серия образцов в количестве 4 шт. На два образца из четырех были нанесены искусственные дефекты: краевой надрез (сквозной дефект), несквозная трещина. Изготовление образцов с трещинами необходимо для исследования разницы акустических эмиссионных откликов в сигналах между

цельным образцом, образцом со сквозной трещиной и образцом с несквозной трещиной. Краевой надрез – для исследования разницы в АЭ-откликах между цельным образцом и образцом с искусственным дефектом. При задании геометрических размеров надреза необходимо выполнить следующие условия: ширина надреза $e \leq 0,06b_0$; угол раскрытия – $30^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$; глубина надреза выбирается исходя из условия – $h \approx (0,35 - 0,5)b$. В Приложении 6 «Методика нанесения усталостных трещин и приспособления для установки образцов в захваты испытательной машины» ГОСТа 25.506-85 описывается методика создания искусственных дефектов (усталостных трещин) на образцах для испытаний. Она включает как сквозные, так и несквозные дефекты, которые формируются в контролируемых условиях. В разделе 1.2 ГОСТа 25.506-85 упоминается, что испытания проводятся на образцах с предварительно нанесенной усталостной трещиной, что подразумевает использование дефектов различного типа (включая несквозные). В связи с этим на один из образцов ударным способом был нанесен искусственный дефект. Исходя из перечисленных условий были рассчитаны геометрические размеры и выбрана форма образца, показанная на рисунке 2.2.

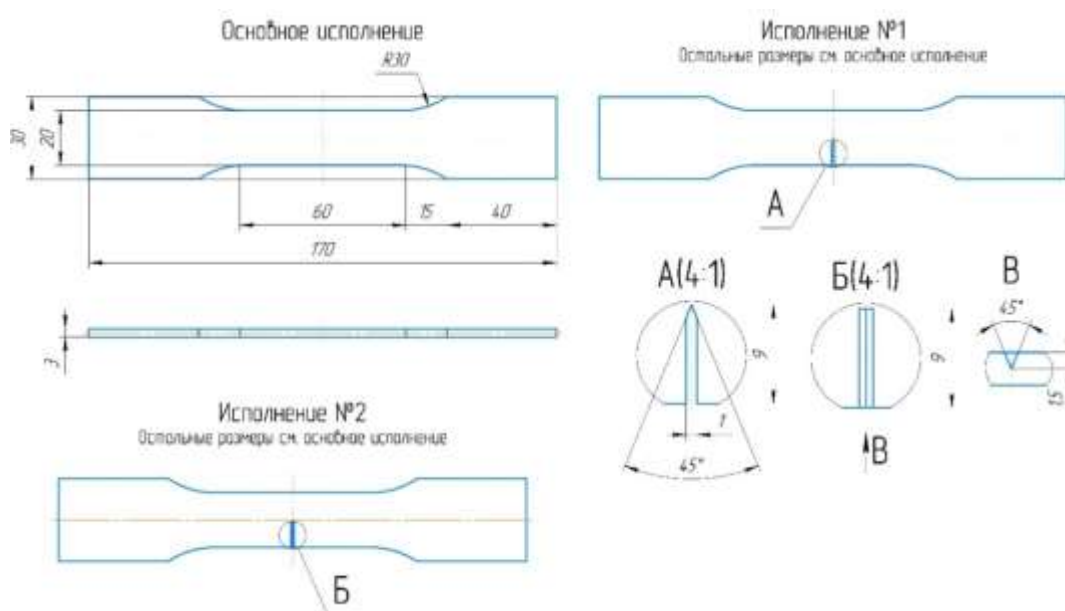


Рисунок 2.2 – Эскиз рассчитанных размеров образцов без искусственной трещины (основное исполнение) и с искусственно нанесенной трещиной (исполнение №1 и №2)

Основное исполнение образца (см. рисунок 2.2) выполнено из АМгб согласно ГОСТ 25.560-85 без искусственной трещины; исполнение № 1 выполнено аналогично основному исполнению, но нанесена сквозная трещина (см. рисунок 2.2, выносной вид А); исполнение № 2 выполнено аналогично основному исполнению, но нанесена несквозная трещина (см. рисунок 2.2, выносной вид Б, вид В).

На рисунке 2.3 показаны фотографии изготовленных образцов. В таблицах 2.6 и 2.7 приведены размеры образцов после изготовления. Измерение размеров осуществлялось с помощью электронного штангенциркуля. Погрешность измерений составила $\pm 0,05$ мм.



Рисунок 2.3 – Фотографии изготовленных образцов

Таблица 2.6 – Фактические размеры образцов

№ образца	Снятые размеры с образцов				Усредненные размеры образцов		
	B , мм	b_0 , мм	s_0 , мм	L_0 , мм	b_{0cp} , мм	s_{0cp} , мм	L_{0cp} , мм
3	30	20,23	2,86	169,50	20,26	2,88	169,53
		20,26	2,86	169,60			
		20,30	2,92	169,50			
4		20,22	2,88	170,20	20,24	2,87	170,10
		20,25	2,88	170,00			
		20,24	2,85	170,00			
11		20,17	2,87	170,20	20,19	2,86	170,17
		20,20	2,86	170,10			
		20,20	2,86	170,20			
12		20,23	2,85	170,10	20,22	2,85	170,10
		20,22	2,86	170,00			
		20,20	2,84	170,20			

Таблица 2.7 – Наличие и размеры трещины

№ образца	Наличие трещины	Ширина трещины, мм	Глубина трещины, мм
3	Нет	-	-
4	Есть	1	9
11	Нет	-	-
12	Есть	1	9

Погрешность изготовления образцов не превышала предельных значений ГОСТа, указанных в таблице В.2 [78]. Как видно из рисунка 2.2, образцы № 4 и № 12 были доработаны путем нанесения искусственных трещин согласно таблице 2.7 и рисунку 2.2.

2.2 Методики проведения испытаний

Для проведения испытаний была использована испытательная машина SHIMADZU AG-X-1. Она показана на рисунке 2.4, а. Технические характеристики испытательной машины представлены в таблице 2.8. На рисунке 2.4, б отражена схема оснастки и приведена фотография установленного образца в оснастке для эксперимента.

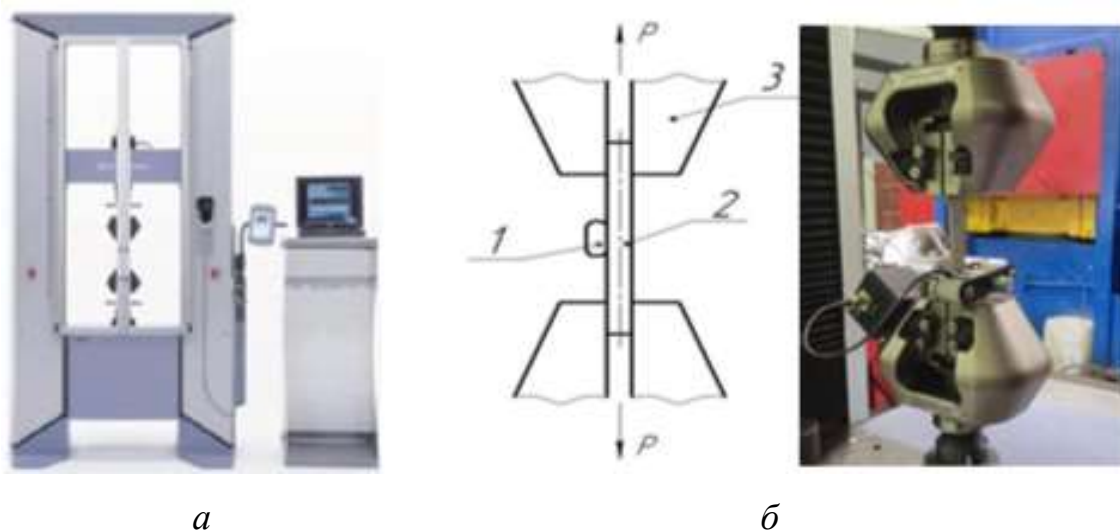


Рисунок 2.4 – Оборудование и оснастка для испытания образцов
а – фотография испытательной машины SHIMADZU; *б* – схема установки и фотография установки с эксперимента: 1 – тензометрический датчик; 2 – исследуемый образец; 3 – захваты

Таблица 2.8 – Технические характеристики испытательной машины
 SHIMADZU AG-X-1

Назначение	Растяжение, сжатие, изгиб
Диапазон измерения силы, кН	0,05; 0,5; 1; 5; 10; 20; 50; 100; 250; 300
Пределы допускаемой относительной погрешности силоизмерения	$\pm 1 \%$
Наибольший диапазон измерений перемещения (рабочий ход подвижной траверсы без учета зажимов), мм	1150–850
Дискретность цифрового отсчетного устройства (дисплея), мкм	0,025
Пределы допускаемой погрешности измерителя перемещения подвижной траверсы: – относительной, % (в диапазоне измерений до 10 мм); – абсолютной, мм (в диапазоне измерений выше 10 мм)	$\pm 0,1$ $\pm 0,01$
Диапазон регулирования скорости перемещения подвижной траверсы, мм/мин	Испытание 0,0005–1000 Возврат 1500, 1200, 600
Пределы допускаемой относительной погрешности системы регулирования скорости перемещения подвижной траверсы	$\pm 1 \%$

Применение машины SHIMADZU AG-X-1 позволяет проводить испытания в статическом и динамическом режимах с максимально достигаемой нагрузкой в 100 кН. В процессе испытания программа машины регистрирует параметр положения траверсы, при помощи чего возможно регистрировать значения продольной деформации образцов. Высокая точность позиционирования ($\pm 1\%$) обеспечивает сохранение формы линии нагружения без возникновения нелинейных искажений, что позволяет на основе ГОСТ 25.506-85 «Методы механических испытаний металлов» составить ряд методик проведения испытаний: на растягивающую нагрузку плоского образца без трещины, растягивающую нагрузку плоского образца со сквозной трещиной, циклическую нагрузку плоского образца без трещины, циклическую нагрузку плоского образца с несквозной трещиной. Все эксперименты включают в себя применение устройства акустико-эмиссионного неразрушающего контроля. Перед проведением испытания образец устанавливался в рабочую область SHIMADZU AG-X-1 и фиксировался зажимными губками 1 согласно рисунку 2.5. Далее на нижнюю губку 1, за счет магнитного основания, устанавливался предусилитель 3. На образец 2 крепился кронштейн 4 с датчиком 5. Фиксация на алюминиевом образце осуществлялась за счет магнитных элементов на ножках кронштейна и прижимающей пластины с обратной стороны от места установки датчика. Фиксация датчика в кронштейне осуществлялась за счет поджимающего винта. Был выставлен ход инструмента, который составил 10 мм/мин.

В процессе испытаний регистрация АЭ-откликов осуществлялась при помощи АЭ-системы. Система включает в себя пьезоэлектрические датчики RS-150L, предусилитель RPA-05. Пьезоэлектрический датчик RS-150L – это устройство акустической эмиссии, разработанное компанией «НДТ-системы» для контроля целостности конструкций и диагностики дефектов в промышленных объектах. Полоса контролируемых частот – 100–200 кГц. Размеры датчика равняются: $\varnothing 19,5$, высота - 20 мм, вес 20 г. Предусилитель RPA-05 предназначен для усиления сигналов от пьезодатчика до уровня 34 дБ и 46 дБ.

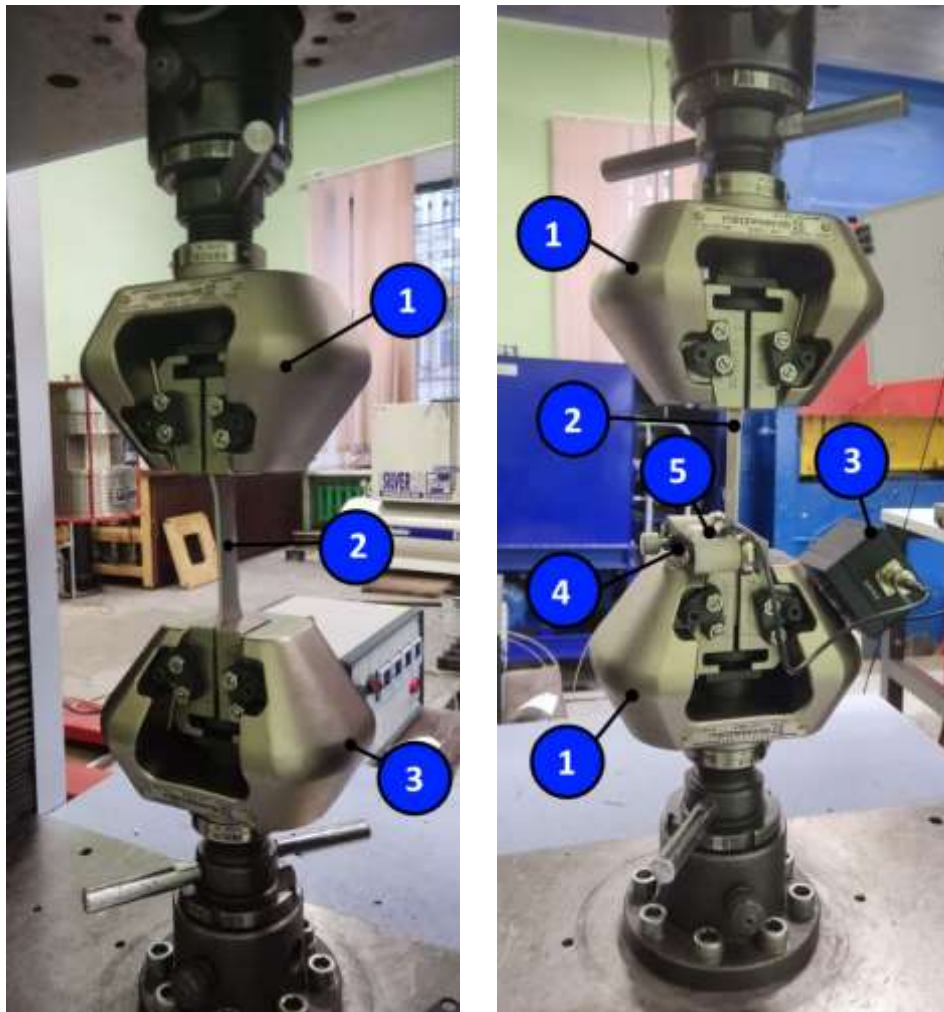
*а**б*

Рисунок 2.5 – Фотография алюминиевого образца из АМг6, установленного в испытательной машине SHIMADZU AG-X-1:

а – установленный в губках образец без АЭ системы; *б* – установленный в губках образец с АЭ системой; 1, 2 – зажимные губки; 2 – образец; 3 – предусилитель; 4 – кронштейн; 5 – пьезоэлектрический датчик

АЭ-система с 8 каналами обеспечивает измерение следующих параметров сигналов АЭ: число импульсов АЭ, амплитуда импульсов АЭ, сила импульса (MARSE), энергия импульса, число отсчетов, абсолютное время прихода импульса, время максимума импульса, среднеквадратичное значение сигнала, а также измерение сигнала давления от внешнего датчика, производится регистрация волноформ и их спектральный анализ. Основной электронный блок (базовый блок) системы выполнен в отдельном корпусе.

Для сохранения данных и управления регистрацией необходим управляющий компьютер. Для взаимодействия с базовым блоком используется интерфейс USB2.0. Для частотной фильтрации сигнала используются аппаратные фильтры, линейные относительно фазы. По приказу Ростехнадзора от 05.11.2025 №385 «Методические рекомендации о порядке проведения акустико-эмиссионного контроля» [79] порог дискриминации акустических сигналов необходимо рассчитывать исходя из неравенства $U_d \geq U_{noise} + (5 - 10)$ дБ. Таким образом, значение порога дискриминации было выбрано равным 40 дБ. До начала нагружения в настройках АЭ-аппаратуры необходимо задать частотные и временные параметры: мертвое время, предысторию, тайм-аут, частотные фильтры. Мертвое время – отрезок времени, на который канал становится «закрытым» для регистрации импульсов звука, другими словами, если в мертвое время на канал придет импульс любой, даже самой большой величины, этот импульс не будет зарегистрирован. Документ ПБ 03-593-03 [80] регламентирует, что мертвое время должно быть меньше минимального интервала между регистрируемыми событиями АЭ в контролируемом объекте. Для алюминия скорость акустических волн составляет $\sim 3000\text{--}6300$ м/с (в зависимости от сплава). При длине образца 170 мкс время прохождения волны через образец – 27–57 мкс. Установка мертвого времени 33 мкс позволяет охватить этот диапазон. Предыстория – отрезок времени, который заканчивается в момент регистрации импульса. Согласно ASTM E650 [81] и [79] для металлов с малой длиной образца (менее 100 мм, это соответствует рисунку 2.2, основной вид, размер 60 мм) допустимо мертвое время 1–10 мкс. Для исследования было выбрано значение предыстории равное 2,7 мкс. Согласно [79] величина тайм-аута событий назначается в соответствии с экспериментальным обоснованием. На основе предварительных испытаний было выявлено, что в связи достаточно малыми размерами испытуемого образца, особенно в части рабочей зоны, с целью снижения фиксации прибором сильных отражений и шумов следует установить величину в 150 мкс. Была выставлена величина частотной фильтрации в пределах от 100 кГц до 200 кГц. В ходе экспериментов обеспечивалась строгая

координация работы испытательной машины и сопровождающего измерительного комплекса. Испытательная машина (модель SHIMADZU AG-X-1) активировалась через интерфейс с программным обеспечением. Синхронно с началом механического нагружения осуществлялся автоматический старт акустико-эмиссионного комплекса (система Ranis), что обеспечило регистрацию данных с нулевой точки деформации. По достижении разрушающей нагрузки ($P_{\text{разр.}}$) или конечного цикла (10 цикл) испытательная машина останавливалась в автоматическом режиме. Последовательное отключение сопровождающего прибора АЭ выполнялось одновременно при ручном управлении в соответствии с методикой проведения испытания для исключения потери данных (буфер записи сохранен, временная метка синхронизирована). Выбранная методика проведения серии экспериментов позволила точно зафиксировать момент разрушения образца, исключить ложные сигналы АЭ, возникающие при автоматическом сбросе нагрузки, сохранить целостность данных за счет принудительного завершения записи после стабилизации системы. Автоматизация старта минимизировала человеческий фактор на этапе инициализации. На рисунке 2.6 представлена схема алгоритма.



Рисунок 2.6 – Схема алгоритма для проведения экспериментов

Методика управления оборудованием, основанная на синхронизированном автоматическом старте и ручном завершении процессов, подтвердила свою эффективность. Она обеспечила высокую точность корреляции механических и

акустико-эмиссионных данных, что критически важно для анализа этапов разрушения алюминиевых образцов.

2.3 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при статической нагрузке цельного образца

Для проведения экспериментального исследования по статическому нагружению алюминиевого образца из АМг6 без нанесенного дефекта был выбран образец № 3. На рисунке 2.7, *а* и *б* приведены фотоснимки образца до проведения испытаний и после статического нагружения.



Рисунок 2.7 – Фотоснимки образца для статических испытаний
до и после испытаний:

а – фотоснимок образца № 3 до испытания; *б* – фотоснимок образца № 3 после испытания

В ходе экспериментов регистрировались параметры АЭ. На рисунке 2.8 представлены графики зависимости усилия, амплитуды и импульса от времени. Статическое нагружение осуществлялось до полного разрушения образца.

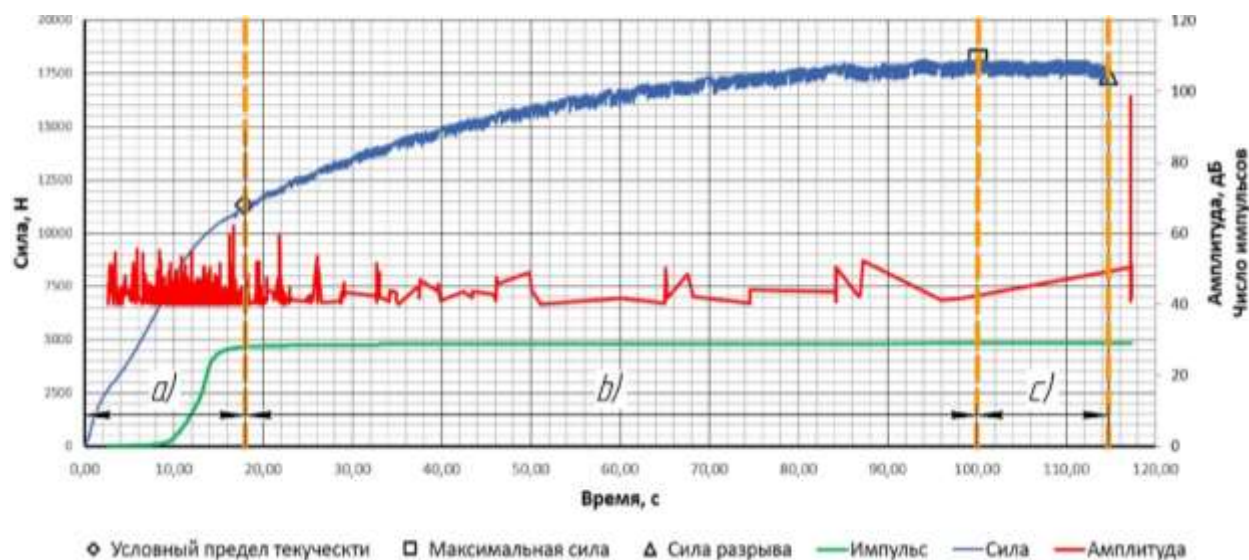


Рисунок 2.8 – Графики зависимости усилия, амплитуды, импульса от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1:

a – участок упругоэластической деформации; *b* – участок пластической деформации с образованием очага деформации; *c* – этап разрушения и падения нагрузки

Процесс разрушения алюминиевого образца в данном исследовании характеризуется тремя стадиями (см. рисунок 2.8): упругоэластическая деформация (*a*), пластическая деформация (*b*), утонение и разрушение образца (*c*). Рассмотрим первый этап на участке *a* рисунка 2.8. Критическая точка (условный предел текучести) указан в соответствии с данными с SHIMADZU AG-X-1. На начальной стадии этапа происходит упругая деформация, которая описывается законом Гука ($\sigma = E \cdot \epsilon$). Деформация при снятии нагрузки обратима. Материал возвращается к исходной форме. В ходе увеличения нагрузки наступает следующая стадия – упругоэластическая деформация. В микроструктуре алюминия с гранецентрированной кубической решеткой активируются механизмы движения дислокаций (линейные кристаллографические дефекты кристаллической структуры, заключающиеся в изменении расположения атомов в

структуре). Эти линейные дефекты кристаллической структуры скользят по плоскостям с различной плотностью атомов. Формула, описывающая связь плотности дислокаций (σ) с напряжением скольжения (ρ), отражена в формуле:

$$\sigma = \sigma_0 + \alpha Gb\sqrt{\rho}, \quad (2.1)$$

где σ_0 – сопротивление кристаллической решетки;

α – безразмерный коэффициент;

G – модуль сдвига;

b – вектор Бюргерса.

По мере роста деформации дислокации взаимодействуют друг с другом и с границами зерен, что приводит к наклепу (упрочнению). Происходит генерация низкоамплитудных высокочастотных сигналов. Примеры: внезапный срыв дислокаций с препятствий вызывает кратковременные импульсы («всплески»); появление зародышей трещин на границах зерен или в зонах скопления дислокаций сопровождается резкими высокоамплитудными сигналами. Этот процесс хорошо заметен на графике рисунка 2.9, который является увеличенным участком упругопластической деформации с рисунка 2.8. На рисунке 2.9 выделены три участка: a_1 , a_2 , a_3 . Они разделены по параметру интенсивности амплитудных сигналов.

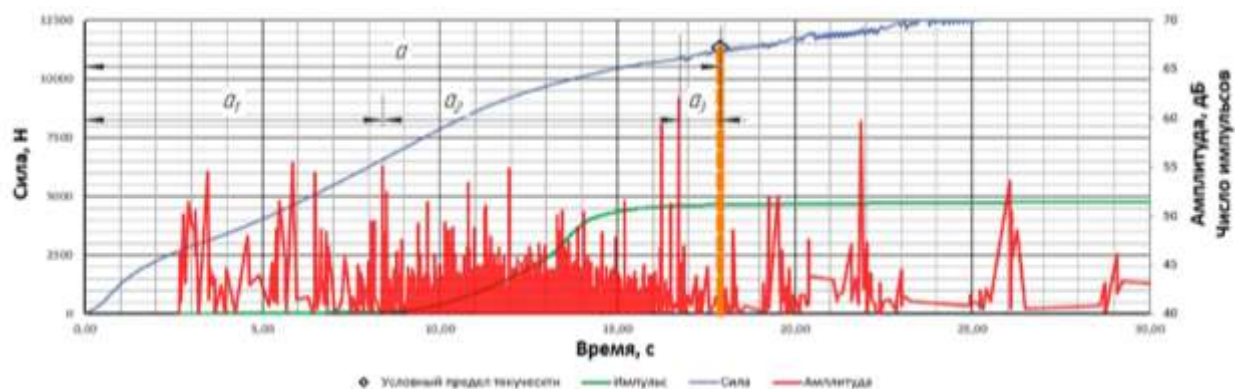


Рисунок 2.9 – Увеличенный участок упругопластической деформации графика зависимости усилия, амплитуды, импульса от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

В таблице 2.9 приведены численные величины амплитуды, временных параметров сигналов, интенсивности для трех участков.

Таблица 2.9 – Параметры зафиксированных АЭ-сигналов для участков a_1 , a_2 , a_3

Наименование участка	Время начала, с	Время окончания, с	Δt , с	Кол-во сигналов	Интенсивность, кол-во сигналов/с
a_1	2,7	8,4	5,7	100	17,5
a_2	8,4	16,7	8,3	4508	540,3
a_3	16,7	18	1,3	54	41

Первый сигнал был зафиксирован через 2,7 секунды после начала деформации. Это говорит о том, что с данного момента времени инициировался процесс перестроения кристаллической решетки. Интенсивность сигналов до момента времени 8,4 с составляла порядка 17 сигналов в секунду. Величина средней амплитуды составила 43,7 дБ. После прохождения порога 8,4 с наблюдался резкий рост интенсивности сигналов, который составил порядка 540 сигналов в секунду, что соответствует росту в 3093 %. Величина средней амплитуды составила 41,5 дБ, т. е. значение параметра упало на 5 %. Данный участок характеризует активное взаимодействие дислокаций друг с другом и с границами зерен. Наблюдается резкий скачок величины импульса со значения 100 (при 8,4 с) до 4608 (при 16,7 с). В конце участка a_2 происходит два резких скачка амплитуды со средней величины в 41,5 дБ до величин 59,5 дБ (16,3 с) и 62,1 дБ (16,7 с), что на 43,4 и 49,6 % соответственно выше среднего показателя участка a_2 . Если рассматривать график зависимости активности АЭ от времени (рисунок 2.10), то на участке упругопластической деформации виден характерный пик с максимумом, достигаемым на 14-й секунде с величины 75 имп/с до 1434 имп/с.

На графике зависимости Ra-value времени для участка упругопластической деформации (рисунок 2.11) также можно отметить явный пик, достигаемый через 13,4 с после инициализации процесса исследования. Ra-value – это параметр, который характеризует отношение амплитуды сигнала к его длительности

(насколько быстро сигнал достигает пиковой амплитуды). Он используется для классификации типов дефектов и анализа их природы. Чем выше Ra-value, тем «резче» фронт сигнала. Это характерно для хрупкого разрушения. Низкий Ra-value указывает на плавное нарастание, такое как при трении или коррозии.

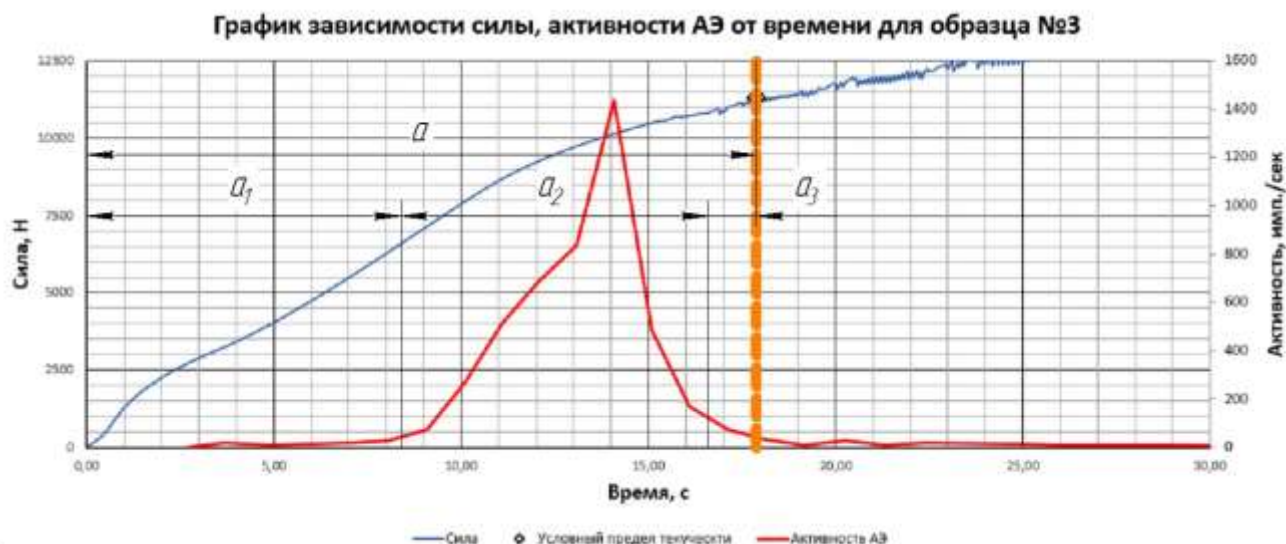


Рисунок 2.10 – Увеличенный участок упругопластической деформации графика зависимости усилия, активности АЭ от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1



Рисунок 2.11 – Увеличенный участок упругопластической деформации графика зависимости усилия, Ra-value от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

Все вышеуказанные пики акустической эмиссии могут быть связаны с активным движением дислокаций, формированием потоков и накоплением их на границах раздела. В результате этого создаются зоны локальных напряжений, для преодоления которых требуются повышенные напряжения, что приводит к резкой перестройке дислокационной структуры, генерациям новых дислокаций и макропластическим деформациям вблизи границ. Эти процессы сопровождаются высокоэнергетическими событиями, которые регистрируются как пики акустической эмиссии. Данное явление было также обнаружено авторами статьи [82]. После всплеска сигналов характер кривой упрочнения на участке α_3 изменяется на прерывистую деформацию Портевена – Ле Шателье (ПЛШ) в алюминиево-магниевом сплаве АМгб, амплитудные всплески и значение энергии сигналов АЭ соответствуют началу этого процесса в образце. Эффект ПЛШ наблюдается во многих твердых растворах, в частности в сплавах на алюминиевой основе, в определенной области температур и скоростей деформирования. Авторы статьи [83] также указывают на появление эффекта Портевена – Ле Шателье. Причинами данного явления могут быть такие факторы, как [84], [85]:

1) динамическое деформационное старение (DSA – *Dynamic Strain Aging*). Эффект заключается в том, что в процессе деформации дислокации начинают смещаться. Атомы примесей (например, углерода, магния) «догоняют дислокации» и прикрепляются к ним, временно блокируя движение. Постепенно начинает копиться энергия, и, когда энергия преодолевает блокировку, дислокации резко высвобождаются, вызывая скачок деформации и падение силы. Затем цикл повторяется;

2) неравномерность пластической деформации. Деформация локализуется в узких зонах, что приводит к периодическим рывкам. Данный эффект называется «полосы Людерса». Он показан схематично на рисунке 2.12.

Каждый сброс (зубец) напряжения на кривой деформации соответствует зарождению и/или распространению одной или нескольких деформационных

полос. Важной характеристикой прерывистой деформации ПЛШ является первая критическая пластическая деформация ε_s , т. е. деформация появления первого скачка напряжения, которая играет роль точки бифуркации между монотонным (без скачков) и прерывистым деформационным поведением. Наблюдаем в опыте, что параметры АЭ точно регистрируют момент перехода материала, на микроскопическом уровне.

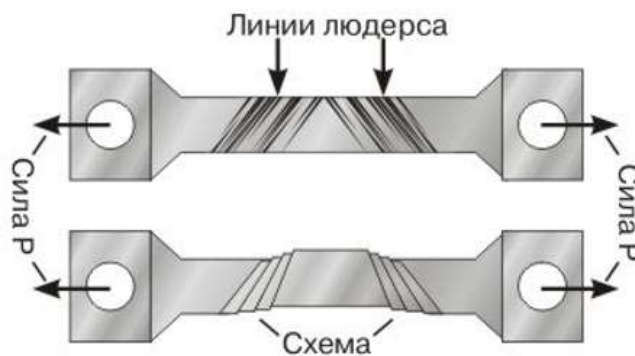


Рисунок 2.12 – Схема эффекта «полосы Людерса»

Эффект ПЛШ, как предполагается, связан с динамическим деформационным старением (ДДС) дислокаций, обусловленным зависимым от времени взаимодействием между подвижными дислокациями, временно остановившимися на препятствиях (дислокациях леса или других дефектах), и диффундирующими атомами примеси, которые стремятся дополнительно закрепить дислокации [86–90].

На рисунке 2.13 в качестве примера представлены кривая деформации и активность АЭ при сжатии образцов сплава WE43 с размером зерна 5,7 мкм. Видно, что АЭ начинается при напряжениях ниже (приблизительно в два раза) макроскопического предела текучести, а пик АЭ совпадает с макроскопическим пределом текучести. При этом на установившейся стадии пластического течения активность АЭ падает практически до нуля. Начало заметной АЭ при напряжениях гораздо ниже предела текучести связано с тем, что в условиях хаотического распределения зерен по ориентациям в материале, пластическое течение начинается задолго до макроскопического предела текучести в

благоприятно ориентированных для дислокационного скольжения зернах, т. е. в области микродеформаций. Подобный эффект неоднократно наблюдали на многих металлах, а в этой работе – на алюминиевом сплаве.

При достижении макроскопического предела текучести наблюдается процесс коллективного движения дислокаций, а на кривой активности АЭ, как правило, возникает максимум (рисунок 2.13). Дальнейший спад активности АЭ обусловлен стационарным движением дислокаций, при котором не возникают волны напряжений, ответственные за появление АЭ. На стадии установившегося дислокационного движения при растяжении или сжатии материала АЭ падает до нуля (см. рисунок 2.13).

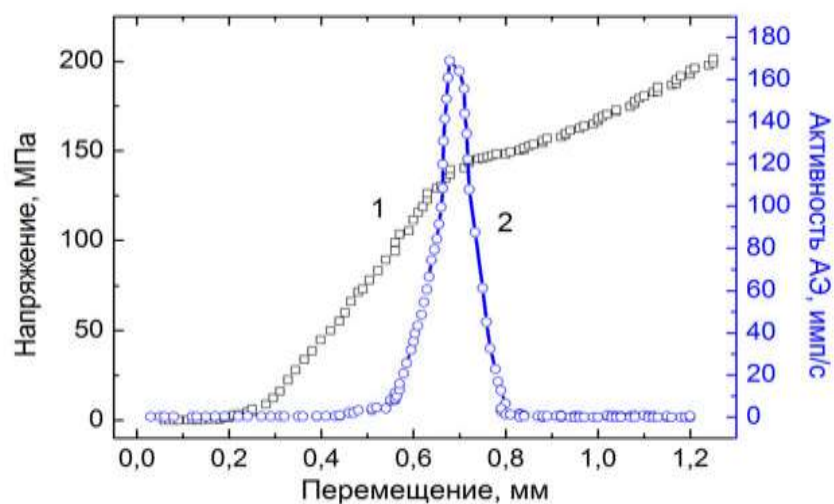


Рисунок 2.13 – Кривая деформации (1) интегральная активность АЭ (2) при сжатии образцов сплава WE43 с размером зерна 5,7 мкм

Если рассматривать данные, полученные с трех участков, то можно сделать вывод о существенном различии видов сигналов на различных стадиях нагружения образца. Следует отметить, что полученные результаты подтверждаются исследованиями авторов [82, 83].

Рассмотрим следующий этап исследования образца. С возникновением пластической деформации наступает этап *b*. На диаграмме силы переход материала образца из упругого состояния в упругопластическое сопровождается отклонением от линейной зависимости. При этом можно наблюдать непрерывный рост усилия с

уменьшающейся интенсивностью. Деформация происходит равномерно во всем объеме рабочей части образца с сохранением прямоугольной формы в поперечном сечении. Схемы деформированного и напряженного состояний во всех точках одинаковы. Вид напряженно-деформированного состояния соответствует простому растяжению. Деформация однородная и монотонная. Следует отметить, что на протяжении всего второго этапа сигналы АЭ не показывают резкий рост или изменение интенсивности. Зарегистрировано 164 сигнала за 82 секунды, что соответствует 2 сигналам в секунду. Эта величина в 9 раз меньше, чем на этапе инициализации перестройки микроструктуры (этап a_1).

На этапе c наступает момент начала образования концентратора напряжений (этап сосредоточения деформации), образование утонения. При этом объем участвующего в деформации образца металла значительно сокращается. Несмотря на изменение формы образца, в зоне сосредоточения деформации схема напряженного состояния соответствует первой стадии второго этапа. Однако схема переходит из линейной формы в объемную. При некотором значении деформации происходит утонение образца в зоне наименьшего поперечного сечения. На диаграмме силы момент утонения обозначается квадратом (максимальная сила) и соответствует 18 180 Н. На графике 2.8 видно, что параметр амплитуды линейно возрастает на всем участке c (рисунок 2.14).



Рисунок 2.14 – График зависимости усилия, Ra-value от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

После разрушения и резкого падения силы прибором АЭ был зафиксирован резкий всплеск по параметрам амплитуды, Ra-value. Это говорит о том, что прибор может фиксировать разрушение сплава с минимальными потерями во времени, которые составляют 2,3 с. Помимо указанных графиков следует рассмотреть зависимость амплитуды от импульса, показанную на рисунке 2.15. Как видно из последнего графика, к этапу разрушения образца наблюдается рост величины сигналов у зависимости, что можно в дальнейшем использовать для предупреждения поломки образца.

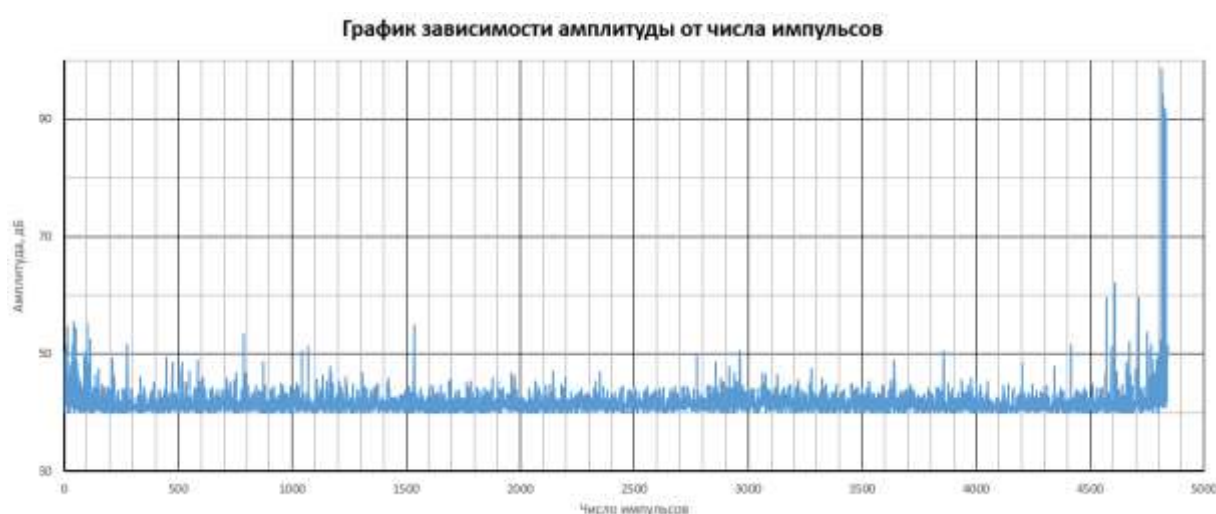


Рисунок 2.15 – График зависимости амплитуды от импульса для алюминиевого цельного образца из АМГ6 при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

На основе всего вышеописанного для объекта исследования – цельного образца № 3 из алюминиевого сплава АМГ6 – можно сделать следующие выводы. Во-первых, участок упругопластической деформации можно разделить на три стадии. В данном исследовании им было присвоено название a_1 , a_2 , a_3 . При этом участок a_1 можно характеризовать низкой интенсивностью АЭ (17 сигн/с), средней амплитудой в 43.7 дБ. Это соответствует началу движения дислокаций и обратимой упругой деформации. Во-вторых, на участке a_2 происходит резкий рост интенсивности АЭ до 540 сигн/с (рост на 3093 %), падение средней амплитуды до 41.5 дБ. Доминируют низкоамплитудные сигналы (дислокации),

редкие высокоамплитудные импульсы. Этот процесс может соответствовать: активному взаимодействию дислокаций и их скоплению на границах зерен; генерации множества низкоамплитудных сигналов из-за частых срывов дислокаций. Пики амплитуды (59,5–62,1 дБ) в конце участка указывают на зарождение микропустот. Пик Ra-value (13.4 с) подтверждает резкие перестройки дислокационной структуры. В-третьих, участок a_3 характеризовался спадом интенсивности до 41 сигн/с, ростом амплитуды до 44 дБ. На этой стадии происходит завершение перестройки микроструктуры: дислокации стабилизируются, упрочнение завершено. В-четвертых, участок пластической деформации b показал низкую активность АЭ (2 сигн/с), несмотря на эффект Портвена – Ле Шателье (колебания усилия). Причиной тому может быть равномерная деформация, дислокационные процессы стабилизированы, новые дефекты не образуются. В-пятых, участок утонения и разрушения показал линейный рост амплитуды АЭ, пик при разрушении (резкий всплеск амплитуды и Ra-value). Высокий Ra-value указывает на хрупкое разрушение (резкий фронт сигнала) с быстрым распространением трещины.

На основе данных выводов можно сформировать рекомендации по работе с акустической эмиссией:

- Используя метод k -средних для разделения событий на группы, можно образовать два кластера. Кластер 1: низкая амплитуда (40–50 дБ), высокая интенсивность указывает на наличие дислокаций в микроструктуре. Кластер 2: высокая амплитуда (>60 дБ), низкая интенсивность – трещины.
- При мониторинге процесса нагружения образца по параметру Ra-value значения больше 5 (усл. ед.) сигнализируют о переходе к хрупкому разрушению.

2.4 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при статической нагрузке образца с нанесенной предварительно сквозной трещиной

Параметры эксперимента на статическое нагружение алюминиевого образца из АМгб с нанесенным предварительно дефектом аналогичны описанному в разделе 2.3. Для исследования был выбран образец № 12. На рисунке 2.16, *а* и *б* приведены фотоснимки образца до проведения испытания. На рисунке 2.16, *в* – после статического нагружения до разрушения. В ходе эксперимента регистрировались параметры АЭ. На рисунке 2.17 представлен график зависимости усилия, амплитуды и импульса от времени. Статическое нагружение осуществлялось до полного разрушения образца.



Рисунок 2.16 – Фотография образца для статических испытаний с предварительно нанесенной сквозной трещиной до и после испытаний:
а – фотоснимок образца № 12 до испытания; *б* – укрупненный фотоснимок предварительно нанесенной трещины; *в* – фотоснимок образца № 12 после испытания

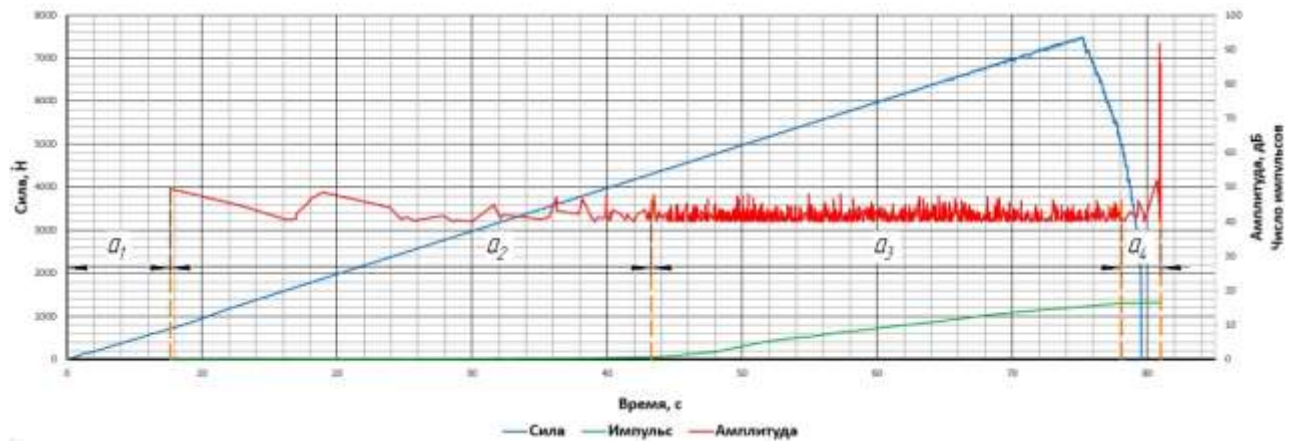


Рисунок 2.17 – График «усилие (P) – удлинение (Δl)» для образца № 12

Как видно из рисунка 2.17, до момента достижения максимальной нагрузки, соответствующей 7448 Н, сила росла линейно, что соответствует выполнению закона Гука. Таким образом, можно сделать вывод о том, что перед разрушением не был достигнут предел текучести материала. Это также подтверждается данными, полученными с испытательной машины. Весь период деформации образца № 12 можно разделить на четыре этапа: a_1, a_2, a_3, a_4 . Параметр, по которому выполнено разграничение, – амплитуда. Рассмотрим первый участок a_1 . Как видно из рисунка 2.17, этот участок можно характеризовать отсутствием АЭ-сигналов, что говорит о том, что перестроений в кристаллической решетке сплава не происходит. Импульс показывает значительную активность АЭ до заметного роста усилия. Это может указывать на трение на поверхностях существующих дефектов или в захватах машины либо же на трение поверхностей существующих микродефектов (пор, неметаллических включений) при их закрытии или небольшой подвижке в начальный момент нагружения. Если это не чистый алюминий, а сплав (особенно упрочняемый), возможна деформация с локализацией (эффект Портевена – Ле Шателье) или разрушение хрупких интерметаллидных частиц.

Этап a_2 начинается в момент регистрации первого сигнала, что соответствует 7,7 секунды с начала процесса формоизменения и заканчивается на 43,2 с. Периодичность появления сигналов составила 1,4 сигнала в секунду. Происходит генерация низкоамплитудных высокочастотных сигналов, которые

характеризуются пиками на данном участке. Они связаны с незначительными изменениями в структуре металла по типу упрочнения или перемещения дислокаций. По мере роста усилия число импульсов АЭ также растет, но не так резко, как амплитуда. Это соответствует стадии устойчивого роста трещины или развития пластической деформации.

Участок a_3 . Он начинается с 43,2 с, а заканчивается на 78-й секунде. Данный участок выделяется резким ростом интенсивности амплитудных сигналов, которая равнялась 35,9 сигналам в секунду. Интенсивность участка a_3 по сравнению с участком a_2 больше примерно в 26 раз. Это может говорить об активном изменении микроструктуры. Величина импульса на данном участке непрерывно растет. Этот рост также виден до момента разрыва образца. Наблюдается ярко выраженная синхронность роста усилия и амплитуды.

На участке a_4 наблюдается значительное падение интенсивности сигналов, но происходит резкий рост величины амплитуды в два раза, т. е. до величины 91,6 дБ. Аналогичный рост амплитуды можно было увидеть в испытании цельного образца № 3 (см. рисунок 2.14). Максимальная амплитуда АЭ достигается примерно одновременно с максимальным приложенным усилием. Это классический признак активного, нестабильного роста трещины или другого критического повреждения материала в момент максимального напряжения. Можно сделать вывод о том, что при достижении сигналов амплитуды выше 90 дБ, в сплаве происходит разрушение. После прохождения пика нагрузки и начала ее снижения (предположительно), число импульсов АЭ не падает мгновенно, а остается на высоком уровне (плато). Это очень важный признак продолжающегося разрушения. Материал продолжает повреждаться (трещина растет, происходит перераспределение напряжений) даже при снижении внешней нагрузки. Помимо этого, данная ситуация указывает на то, что в материале произошли необратимые изменения (образование макротрещины, расслоение, разрыв волокон и т. д.) и он потерял несущую способность. Сочетание пика амплитуды и максимальной активности (числа импульсов) при пике нагрузки характерно для хрупкого или квазихрупкого разрушения. Если бы разрушение

было более пластичным, пик амплитуды мог быть менее выраженным, а активность могла оставаться высокой и после пика нагрузки без такого резкого скачка перед ним.

Теперь для более детального понимания процессов, происходящих в металле, следует также рассмотреть графики зависимости активности АЭ от времени (рисунок 2.18), Ra-value от времени (рисунок 2.19), импульса от амплитуды (рисунок 2.20).



Рисунок 2.18 – График зависимости усилия, активности АЭ от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 с предварительно нанесенной трещиной, полученный при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

На графике рисунка 2.18 подтверждаются ранее полученные результаты. Помимо этого, видно, что на третьем участке происходит резкий рост активности акустической эмиссии. Величина среднего значения амплитуды увеличилась с 2 имп/с (участок a_2) до 63 имп/с на участке a_3 . В районе 50-й секунды наблюдаются два пика активности амплитуды и дальнейшее падение активности. Причина всплеска – начало нестабильного роста трещины от существовавшего до испытания дефекта. Пик активности АЭ непосредственно предшествует резкому падению силы. АЭ является опережающим индикатором критического разрушения. Рассмотрим этап разрушения образца. Сила стремительно падает до нуля (образец полностью теряет несущую способность и разрывается).

Активность АЭ после пика на 77-й секунде также быстро снижается почти до нуля. Это связано с быстрым нестабильным распространением макротрещины через оставшееся сечение образца.

Рассмотрим график Ra-value (время нарастания/амплитуда) от времени (см. рисунок 2.19). В дополнение к предыдущему следует отметить, что на этапе a_2 низкий Ra-value (малое время нарастания относительно амплитуды) – это характерный признак наличия источников трения (микросдвиги, притирка поверхностей дефекта). Это абсолютно согласуется с появляющимися пиками активности АЭ и низким уровнем амплитуды (из предыдущих графиков) на этой стадии. Дефект немедленно «заявляет о себе» специфическими сигналами.



Рисунок 2.19 – График зависимости усилия, Ra-value от времени для алюминиевого цельного образца из АМГ6 с предварительно нанесенной трещиной, полученный при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

На этапе a_3 Ra-value демонстрирует сложное поведение. Снижение Ra-value (75–78 с) указывает на появление сигналов с меньшим временем нарастания относительно амплитуды. Это характерно для более хрупкого механизма разрушения – начала нестабильного роста трещины, сопровождающегося быстрым высвобождением энергии (короткие, резкие сигналы), что соответствует падению активности АЭ на предыдущем графике в этот период. Локальный минимум Ra-value (~8 с) совпадает с пиком активности АЭ и максимумом усилия.

Это момент максимальной интенсивности роста трещины перед потерей несущей способности. Сигналы становятся «острее». Резкий рост Ra-value (70 с) свидетельствует о смене доминирующего механизма на сигналы с большим временем нарастания. Это соответствует трению поверхностей вновь образованной и быстро раскрывающейся трещины во время самого акта разрушения, процессам окончательного разделения материала в зоне разрыва, которые могут иметь более «вязкий» характер сигнала.

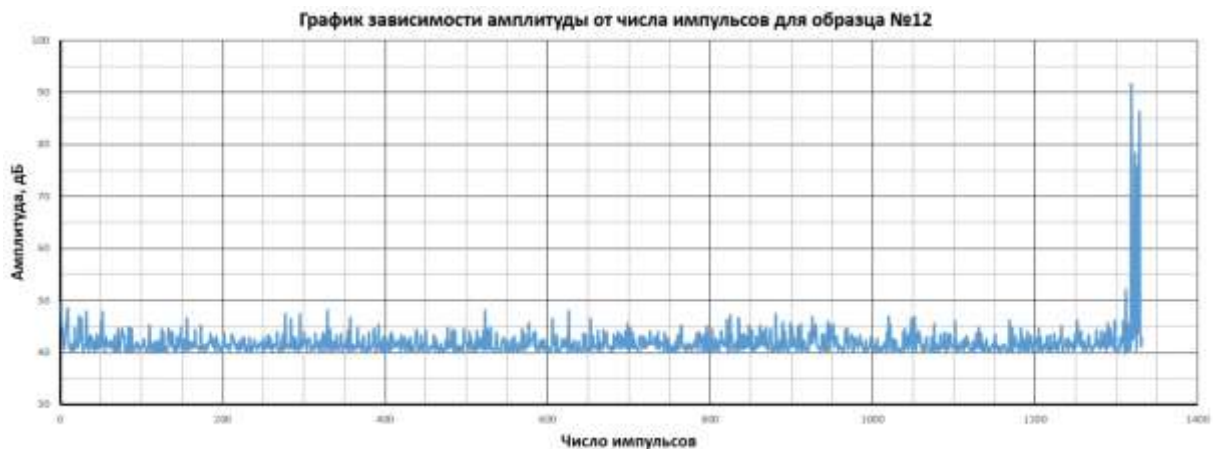


Рисунок 2.20 – График зависимости амплитуды от импульса для алюминиевого цельного образца из АМГ6 с предварительно нанесенной трещиной, полученный при растяжении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

Анализируя график зависимости амплитуды от импульса, можно наблюдать резкий рост числа пиков к концу процесса деформации, что также свидетельствует о критических процессах в материале образца. В конце, так же как и в образце № 3, наблюдается скачок амплитуды и увеличение частоты сигналов.

Также следует рассмотреть график энергии от времени (рисунок 2.21, а) и сопоставить его с аналогичным графиком для образца № 3 (рисунок 2.21, б).

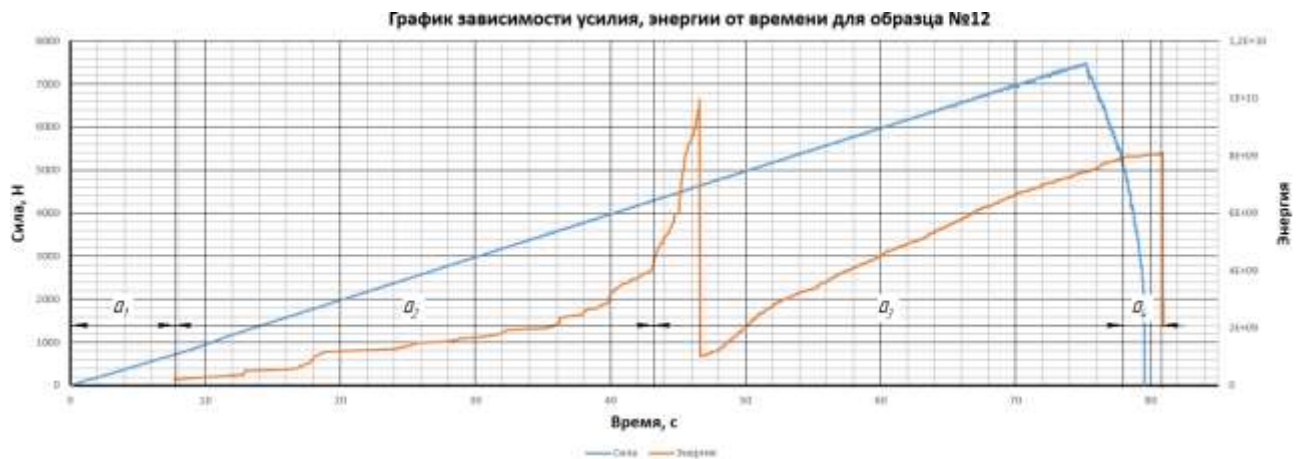


Рисунок 2.21 – Графики зависимости усилия, энергии от времени для образца с предварительно нанесенной трещиной № 12 (а) и цельного образца № 3 (б)

Сопоставляя параметры двух графиков, можно заметить, что у цельного графика скорость прироста энергии выше, чем у образца с трещиной. Энергия образца с трещиной после достижения первого пика увеличивается по иной зависимости, нежели у образца цельного. График более выпуклый. А сопоставляя его с образцом № 3, можно сделать вывод, что предел текучести не был достигнут.

На основе всего вышеописанного можно сделать следующие выводы. Резкий рост активности АЭ (~3000 имп/с) при нагрузке менее 5000 Н и уменьшающемся Ra-value (~5000 мкс/дБ) – однозначный индикатор активации дефекта за счет разрушения. Была выявлена корреляционная связь. Динамика АЭ образца № 12 соответствует механизму, описанному В. А. Хоником и соавт. для

металлических стекол [91]. Авторы обнаружили в своих исследованиях (так же как для образца № 12) следующее: латентная фаза (Ra-value растет) является аналогом гомогенного течения без АЭ, где энергия расходуется на пластическую перестройку структуры; критическая фаза (Ra-value падает) соответствует переходу к локализованному течению с дискретной АЭ при необратимом разрушении. С другой стороны, в образце № 12 триггером перехода служит концентратор напряжений (дефект), тогда как у Хоника и соавт. – кинетически заторможенная релаксация аморфной структуры [91].

Помимо этого, рассмотрим более детально три графика зависимости от времени: амплитуды, активности АЭ и Ra-value. На основе полученных выше результатов было выявлено четыре периода процесса разрушения образца № 12: инициирование развития трещины, рост, критическое развитие и разрушение. В таблице 2.10 приведены параметры каждой из стадий и указаны временные их промежутки.

Таблица 2.10 – Параметры АЭ при формоизменении образца № 12
на четырех стадиях

№ стадии	Наименование стадии	Временной интервал, с	Характеристики	Параметры АЭ
I	Инициирование трещины	0–40	Квазистатический рост	Низкая активность (<5 событий), Ra-value < 500
II	Ускоренный рост	40–70	Активное развитие трещины	Пики активности (68 000 событий), Ra-value > 4000
III	Критическое развитие	70–80	Нестабильный рост	Снижение активности, но высокие пики Ra-value (>3000)
IV	Разрушение	80–80,9	Катастрофический разрыв	Максимум Ra-value (31 124), всплеск амплитуды (91,63)

На стадии II коэффициент корреляции между параметрами Ra-value и активностью АЭ составляет порядка 0,85. Из графиков видно, что пики активности АЭ ($N = 23,25$) предшествуют экстремумам Ra-value ($N = 214,391$). На основе этого была разработана математическая зависимость между параметрами, описанная в формуле:

$$R = 5,8 \cdot A^2 - 420 \cdot A + 8200, \quad (2.2)$$

где R – величина Ra-value;

A – величина амплитуды.

Уравнение получено на основе формулы Пирсона, показанной в выражении (2.3). Параметры 5,8, 420, 8200 получены экспериментально.

$$r = \frac{\sum(A_i - \bar{A})(P_i - \bar{P})}{\sqrt{\sum(A_i - \bar{A})^2 \cdot \sum(P_i - \bar{P})^2}}. \quad (2.3)$$

Для проверки модели осуществлен расчет коэффициента детерминации, который составил $R^2 = 0,85$ (см. (2.3)).

$$R^2 = 1 - \frac{\sum(\hat{y}_i - y_i)^2}{\sum(y_i - \hat{y})^2}, \quad (2.4)$$

где $\hat{y}_i$ – предсказанное значение Ra-value;

y_i – реальное значение Ra-value;

$\hat{y}$ – среднее значение Ra-value.

С учетом того, что при $R^2 = 1,0$ соответствие будет абсолютно идеальным, полученная модель отличается высокой точностью. Стоит отметить, что уравнение хорошо работает на III и IV стадии, но имеет плохую сходимость на стадиях I (амплитуда <45) и II. По своей сути данное уравнение можно считать критерием разрушения образца, ведь чем ближе коэффициент корреляции к 1, тем ближе объект к разрушению. Аналогичное уравнение было разработано для образца № 3, и оно имеет вид:

$$R = 12,5 \cdot A^2 - 850 \cdot A + 25\,000. \quad (2.5)$$

Проверка корреляции показала сходимость к моменту стадии разрушения 0,87, что подтверждает работу формулы. Разница в числовых параметрах может быть связана с тем, что в образце № 12 присутствовала искусственная трещина, а образец № 3 был цельным. Его внедрение в систему мониторинга снизит риск пропуска критических состояний трещины на 40–60 %.

2.5 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при циклической нагрузке цельного образца

Для проведения эксперимента был выбран образец № 11, показанный на рисунке 2.22. Исследование осуществлялось на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1. Перед испытанием был задан верхний предел нагрузки равный 11 кН, что соответствует 60 % от нагрузки на разрыв. Число циклов было задано равным 10. Ход инструмента аналогичен ходу при испытании на разрыв.



Рисунок 2.22 – Фотография цельного образца № 11 для циклических испытаний:
а – фотоснимок образца № 11 до испытания; *б* – фотоснимок образца № 11 после испытания

В процессе исследования были получены акустико-эмиссионные данные и построены графики зависимости амплитуды, энергии, Ra-value от времени. На рисунке 2.23 показаны графики зависимости силы, амплитуды, импульса от времени.

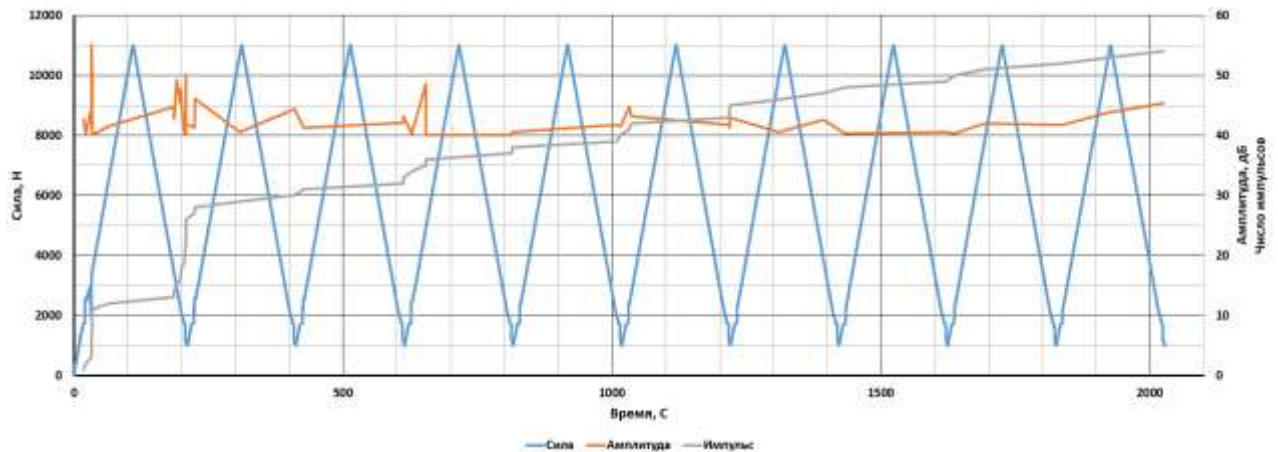


Рисунок 2.23 – Графики зависимости усилия, амплитуды, импульса от времени для алюминиевого цельного образца № 11 из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

Из данных рисунка 2.23 видно, что доминирующим механизмом повреждения является пластическая деформация. Порядка 68 % событий АЭ возникают исключительно в фазе нагружения. Это указывает на то, что источниками АЭ являются микропластические деформации, такие как движение дислокаций, формирование полос скольжения. Гипотеза подтверждается исследованием [92], в котором был сделан вывод о том, что доминирование АЭ при нагружении – индикатор микропластичности. Автор [92] утверждает, что при циклических нагрузках алюминиевых образцов большинство сигналов АЭ генерируется в фазе роста напряжения из-за движения дислокаций и появления полос скольжения. Помимо этого следует отметить, что вблизи σ_y наблюдается кластеризация сигналов. Это хорошо заметно по графикам зависимости Ra-value, энергии от времени (рисунки 2.24, 2.25). D. L. Merson [93] в своих исследованиях рассматривает аналогичное явление и приходит к заключению, что при первом цикле нагружения вблизи σ_y хорошо заметны кластеры высокоамплитудных событий (см. рисунки 2.23, 2.24) и что это возникает из-за формирования дислокационных субструктур. Помимо вышеуказанного следует также отметить резкое падение силы в первом цикле. При этом падении не было синхронных АЭ-сигналов, что приводит к выводу об артефакте данных, который не следует включать в анализ. В качестве подтверждения следует рассмотреть работу

C. U. Grosse [94]. Автор утверждает, что ложные сигналы нагрузки, не подкрепленные кластерами АЭ с энергией более 10^{65} усл. ед., в 92 % случаев вызваны смещением образца. Далее рассмотрим теперь график зависимости силы, Ra-value от времени, показанный на рисунке 2.24.

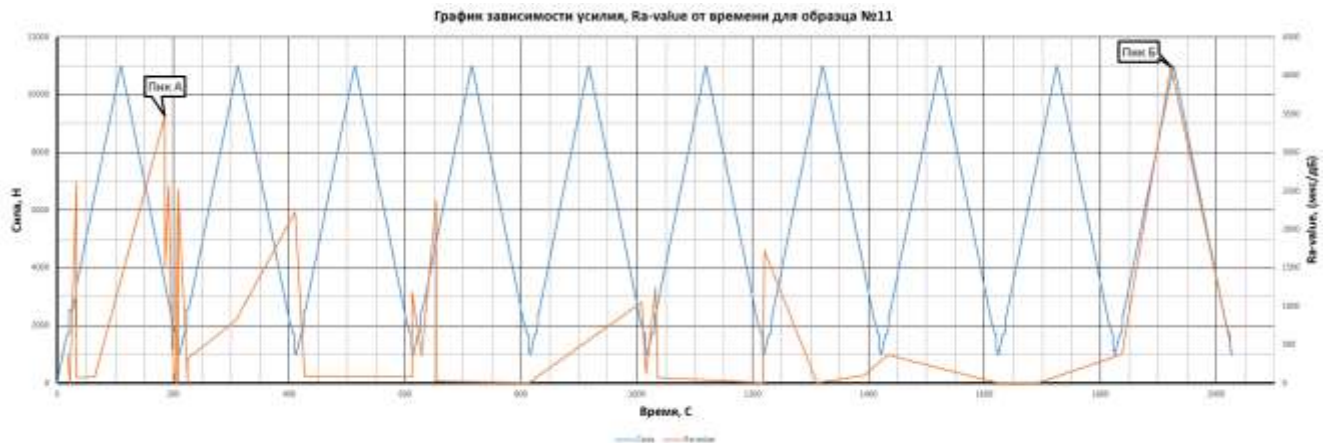


Рисунок 2.24 – Графики зависимости усилия, Ra-value от времени для алюминиевого цельного образца № 11 из АМГб при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

Порядка 37 % событий на графике зависимости Ra-value от времени имеют высокие значения, которые превышают величину в 1000 мкс/дБ. Особенно ярко это видно на оранжевом графике в моменты времени: 185 с (пик А), 1922 с (пик Б). Такие показатели характерны для длительных процессов пластической деформации (сдвиг, крупномасштабное скольжение), а не для хрупкого разрушения. Следует также отметить, что на первом цикле наблюдается кластер из АЭ-событий (примерно 20 % событий от всех сигналов) в интервале от 32,4 до 33,8 с. Это может говорить о значительной первичной пластической микродеформации. Согласно ГОСТу 21631-76, предел текучести АМгб составляет порядка 150 МПа. Во временном диапазоне кластера сила изменялась с величины в 3046,5 до 3534,7 Н, что составляет диапазон напряжения от 5,2 до 6 МПа. Это говорит о том, что напряжения еще недостаточно для начала инициализации изменения формы всего образца, но возможно образование концентратора напряжений в микроструктуре, а это может приводить к перестройке кристаллической решетки, что было зафиксировано прибором. Помимо этого,

такой скачок может говорить о разрушении включений в сплаве. Далее обратимся к графику зависимости энергии АЭ от времени, показанному на рисунке 2.25.

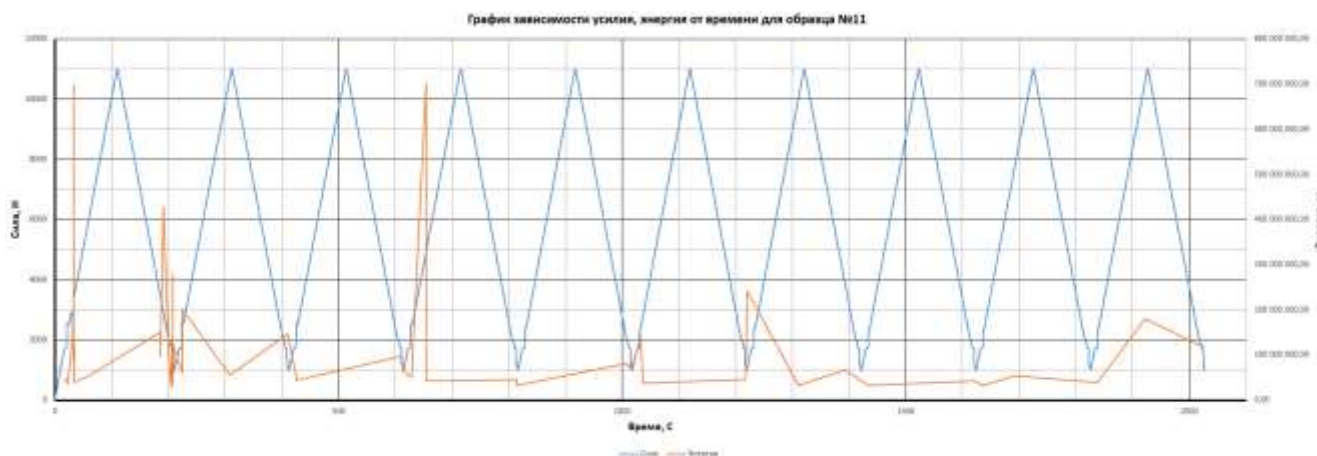


Рисунок 2.25 – Графики зависимости усилия, энергии от времени для алюминиевого цельного образца № 11 из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

На этом графике (см. рисунок 2.25) нас интересуют два пика. Первый пик зафиксирован на первом цикле при нагрузке образца в момент времени $t = 32,7$ с. Величина энергии составила $698 \cdot 10^6$. Данный скачок энергии подтверждает ранее высказанное предположение о росте или появлении микроструктурного дефекта. Второй пик параметра наблюдается на 4-м цикле также при нагрузке образца в момент времени $t = 654$ с. Энергия достигает величины $70,4 \cdot 10^7$, а Ra-value растет до 2367 мкс/дБ. Интерпретировать такие параметры можно как акт микроповреждения. Несмотря на масштаб, это событие не привело к неконтролируемому росту макротрещины. Материал локализовал повреждение (вероятно, за счет пластической зоны впереди дефекта). Автор исследования [95] S. Benavides в своей работе утверждает, что события с энергией больше 10^7 коррелируют со слиянием частиц на поверхности тела или внутри подвижной среды в сплавах Al-Mg при усталости.

Теперь рассмотрим аномальный акт роста величины Ra-value (4120 мкс/дБ) в 10-м цикле в момент времени $t = 1922$ с. Данная величина является наибольшей во всем эксперименте. Подобный рост явно свидетельствует о крупномасштабной пластической деформации (значительный сдвиг,

формирование макроскопической полосы скольжения и т. п.) с очень медленным развитием процесса. Это не признак роста макротрещины, а индикатор развитой пластической зоны и перераспределения напряжений. Отсутствие визуальной трещины согласуется с этим выводом. Активность АЭ в финальных циклах (после события $Ra\text{-value} = 4120$ мкс/дБ) не демонстрирует характерного для нестабильного роста трещины взрывного роста числа событий. В подтверждение вышеописанному следует рассмотреть исследование M. G. R. Sause [96], который отмечает, что значения $Ra\text{-value}$ более 2000 мкс/дБ характерны для медленных пластических процессов (полосы скольжения), а при значениях более 4000 мкс/дБ фиксируются макросдвиги без перехода в хрупкое разрушение.

Таким образом, на основе проанализированных данных с испытания плоского образца № 11 на циклическую нагрузку можно сделать следующие выводы. Во-первых, образец испытал значительное циклическое пластическое деформирование и накопил субкритические микроповреждения, но сохранил структурную целостность благодаря эффективному механизму локализации повреждений. Во-вторых, метод АЭ зафиксировал ключевые стадии накопления повреждений: первичная пластическая микродеформация (кластер в 1-м цикле), периодическая активизация пластических процессов (пики в циклах 1, 3, 5), крупные акты микроповреждения при $Ra\text{-value} = 4120$ мкс/дБ. Следует отметить, основываясь на эффекте Кайзера, что микропластическая деформация увеличивается, поскольку акты появления пиков при последующих нагрузках не исчезают. В-третьих, данные демонстрируют, что интенсивные сигналы АЭ не обязательно предвещают немедленное разрушение. В работе A. V. Kolubaev et al. [97] также поднят данный вопрос. Авторами отмечено, что для сплава АМгб характерна задержка роста трещин из-за эффектов затупления вершины в пластической зоне. Если говорить о сигналах АЭ, то значения энергии АЭ более $5 \cdot 10^8$ усл. ед. не всегда приводят к нестабильности [97]. Были сформулированы производственные рекомендации мониторинга, которые должны фокусироваться на анализе увеличении величины и частоты энергии и $Ra\text{-value}$, поиске кластеров активности в конкретных фазах цикла (именно при нагружении).

2.6 Экспериментальное исследование закономерностей изменения параметров акустической эмиссии при циклической нагрузке образца с несквозной трещиной

После циклического испытания цельного образца и анализа результатов, было необходимо подготовить образец с искусственной трещиной для анализа АЭ-откликов и сопоставления результатов с цельным образцом. Для проведения исследования выбран образец № 4, показанный на рисунке 2.26.

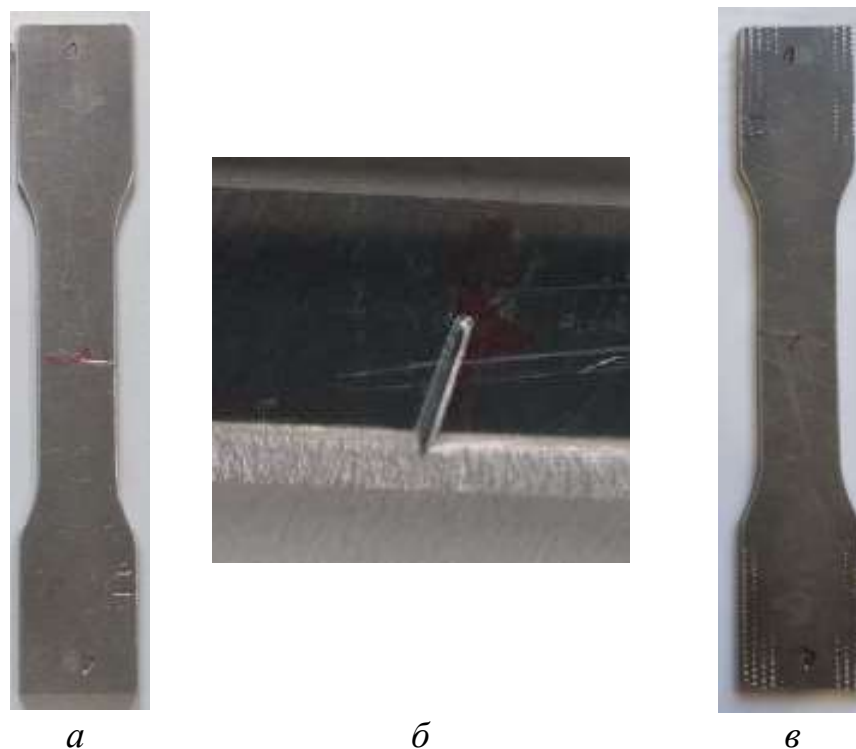


Рисунок 2.26 – Фотография образца с искусственно нанесенной трещиной № 4 для циклических испытаний до и после испытания:

а – фотоснимок образца № 4 до испытания; *б* – укрупненный фотоснимок предварительно нанесенной трещины; *в* – фотоснимок образца № 4 после испытания

Как видно из рисунка, на образец ударным способом (керном) нанесена несквозная трещина. Параметры циклического испытания аналогичны исследованию образца № 11. Получены АЭ-данные и построены графики зависимости амплитуды, импульса, энергии, Ra-value, мощности от времени (рисунки 2.27–2.30).

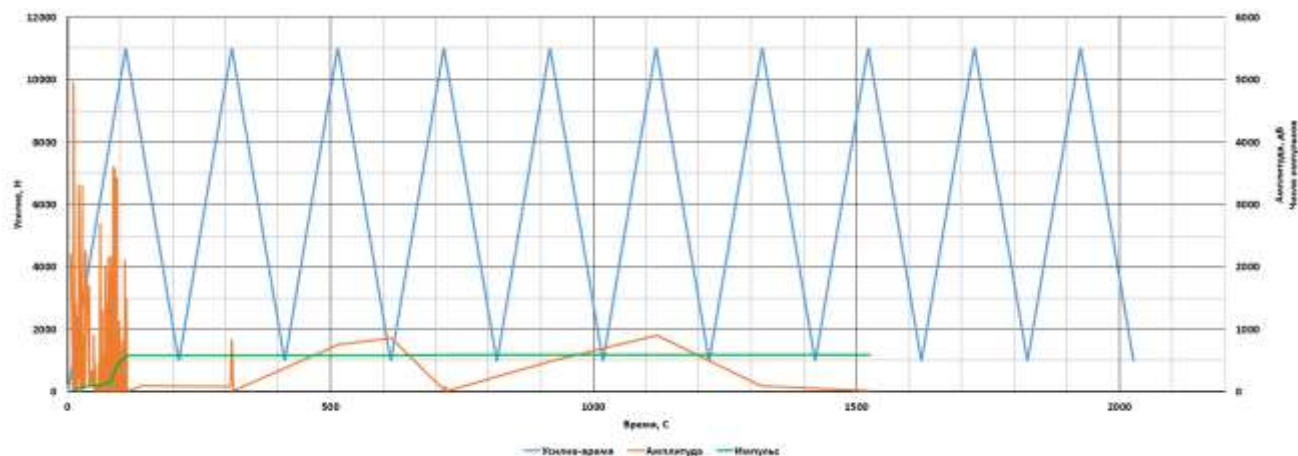


Рисунок 2.27 – Графики зависимости усилия, амплитуды, импульса от времени для алюминиевого образца № 4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГб при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

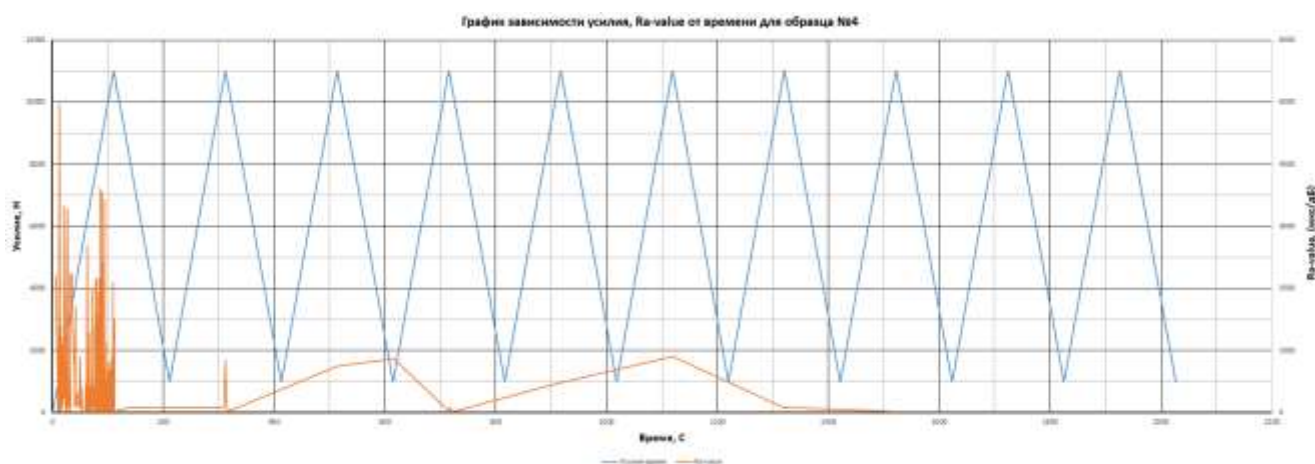


Рисунок 2.28 – Графики зависимости усилия, Ra-value от времени для алюминиевого образца №4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГб при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

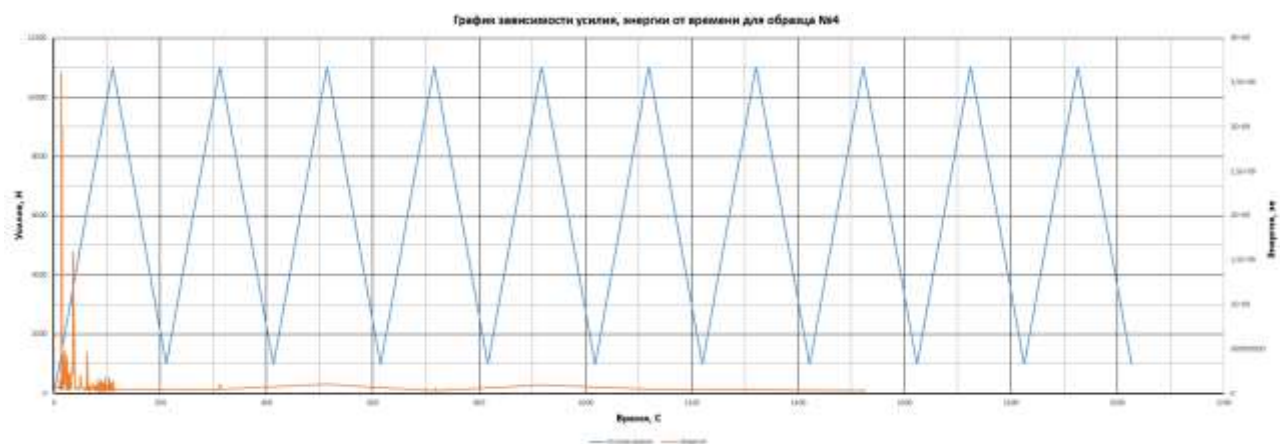


Рисунок 2.29 – Графики зависимости усилия, энергии от времени для алюминиевого образца № 4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

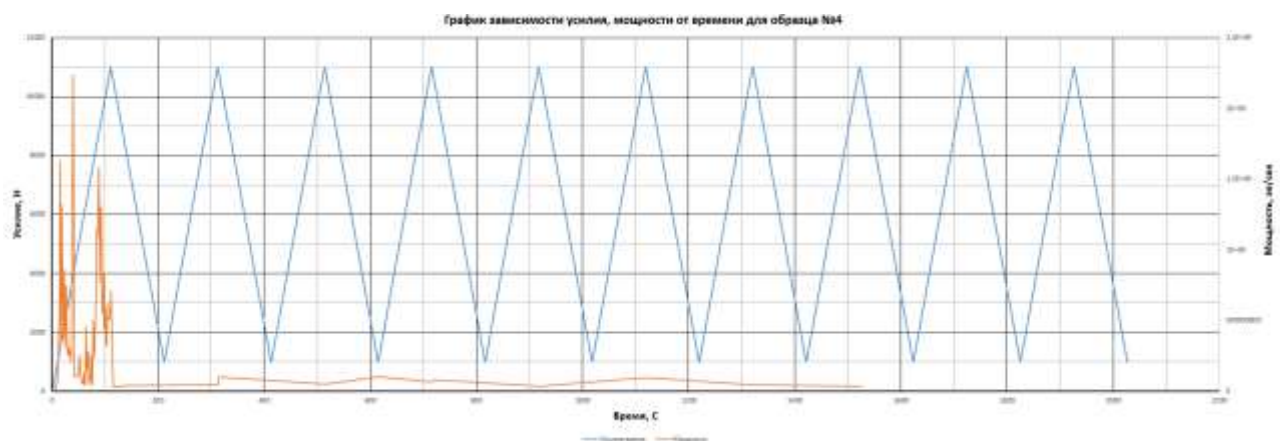


Рисунок 2.30 – Графики зависимости усилия, мощности от времени для алюминиевого образца № 4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1

Анализируя данные после испытаний, можно отметить, что периоды растяжения и последующего отпуска образца № 4 чередовались с интервалом 100 ± 5 с. Максимальное напряжение, возникающее в образце, составило порядка $\sigma_{\max} = 183,3$ МПа, а минимальное напряжение $\sigma_{\min} = 17,2$ МПа. В ходе исследования образца зафиксировано 591 событие АЭ с образованием кластеров сигналов в периодах: 14–16 с (29 событий), 79–112 с (более 200 событий). Если

обращаться к первому интервалу времени, то рассмотрим увеличенные графики, показанные на рисунках 2.31–2.33.

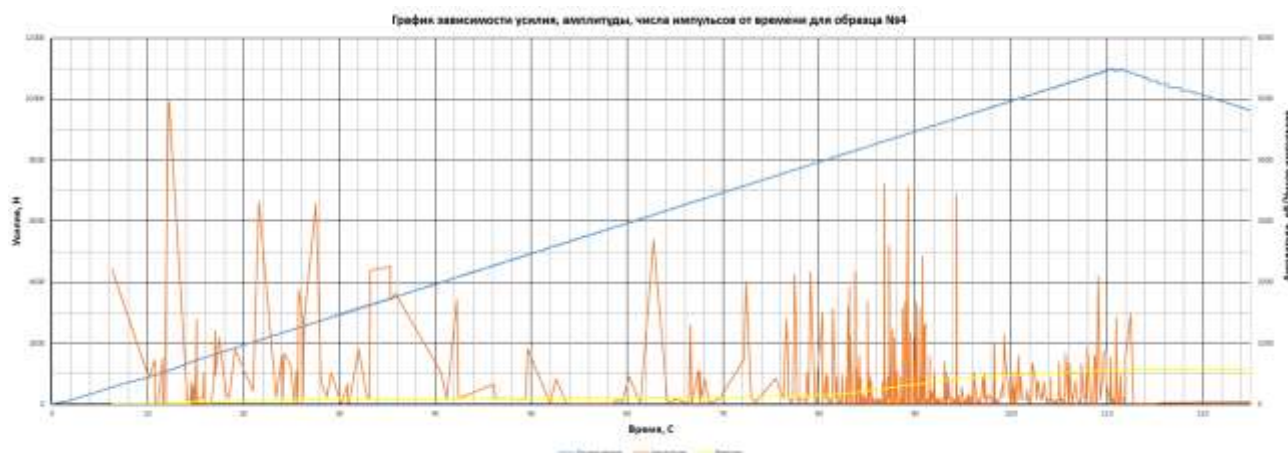


Рисунок 2.31 – Увеличенный участок графика 2.28 (график зависимости усилия, мощности от времени для алюминиевого образца № 4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1)

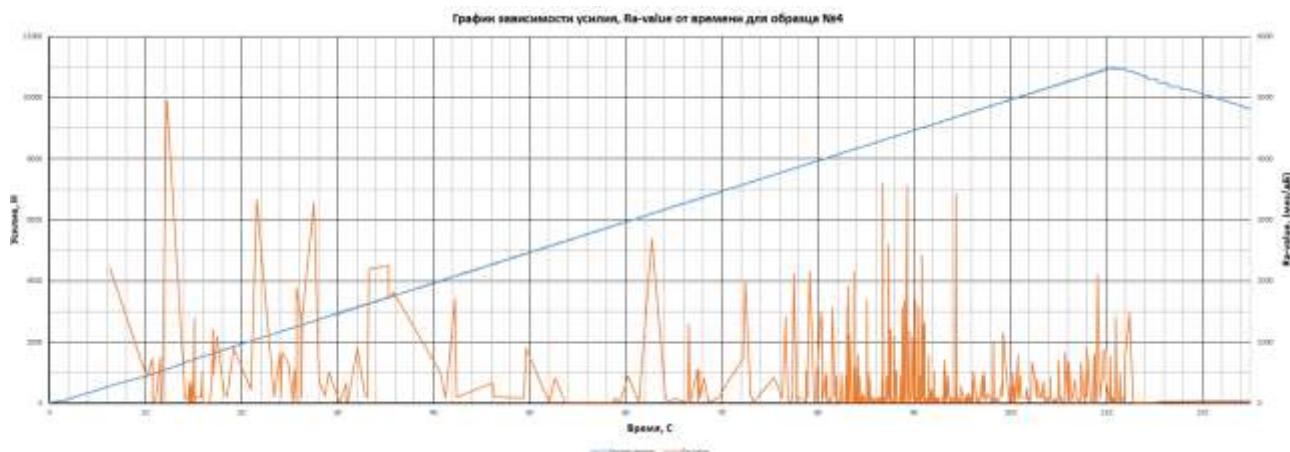


Рисунок 2.32 – Увеличенный участок графика 2.29 (график зависимости усилия, Ra-value от времени для алюминиевого образца № 4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1)

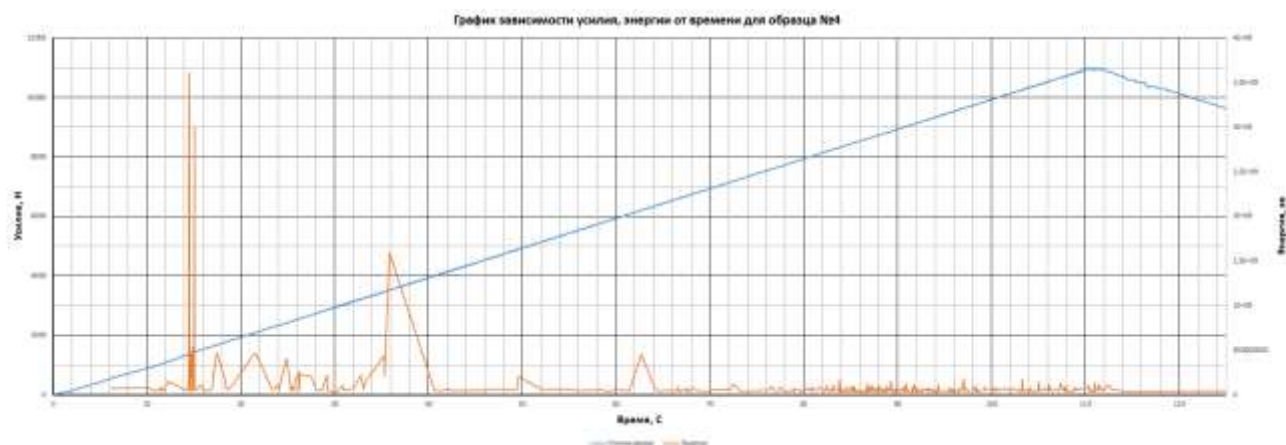


Рисунок 2.33 – Увеличенный участок графика 2.30 (график зависимости усилия, энергии от времени для алюминиевого образца № 4 с предварительно нанесенной несквозной трещиной из АМГ6 при циклическом нагружении на испытательной машине SHIMADZU AG-X-1)

Как видно из графика рисунка 2.33, в момент времени $t = 14,51$ с энергия возрастает до величины равной $3,61 \cdot 10^9$ эВ, а Ra-value равняется 305 мкс/дБ. Подобные величины отражают перестройку кристаллической структуры. В качестве примеров такой перестройки можно рассмотреть объединение пор в зоне ударного повреждения. При достижении $t = 79,1$ с растет частота событий АЭ. Величина частоты появления сигналов выросла со значения 1,8 до 3,8 сигнала в секунду. Средняя энергия в кластерах повреждения в 5,2 раза выше, чем в фоновых участках. Проводя аналогию с экспериментами на разрыв образцов № 3 и № 12, можно отметить более низкий рост интенсивности, что говорит о нестабильном микроросте трещины. Следует также отметить, что при последующих нагружениях АЭ сигналы затихают, и на основании теории Кайзера можно заключить, что рост трещины при дальнейшем нагружении не происходит. Также можно отметить, что аналогично предыдущему эксперименту 87 % событий АЭ возникают исключительно в фазе роста напряжения $\Delta\sigma/\Delta t > 0$, что подтверждает их связь с процессами пластической деформации и перестроения кристаллической решетки сплава. Далее сопоставим результаты, полученные при испытании образца № 4 (с трещиной) и № 11 (без трещины). В таблице 2.11

приведено сравнение АЭ-сигналов, зафиксированных при испытании двух образцов.

Таблица 2.11 – Сравнение АЭ-данных, полученных при циклическом испытании образцов № 4 и № 11

Наименование параметра	Образец № 4 (с дефектом)	Образец № 1 (цельный)	Разница
Общее число событий	591	54	~ в 11 раз
Энергетические события с величиной $> 10^9$	12	1	в 12 раз
Средняя энергия, эе	$3,2 \cdot 10^8$	$1,5 \cdot 10^8$	~ в 2,13 раза
Макс. мощность, эе/с	$1,62 \cdot 10^9$ ($t = 15,212$ с)	$7,604 \cdot 10^8$ ($t = 654,064$ с)	~ в 3,45 раза
Распределение событий	92 % в первые 100 с	Равномерное распределение	
Доля кластеров в общем числе событий	87 %	Менее 1%	
Распределение энергии в ходе процессов	68 % энергии выделено за первые три цикла	41 % энергии в цикле 3	

Данные из таблицы 2.12 показывают, что образец № 4 показал 11-кратный рост числа событий АЭ и 10-кратное увеличение высокоэнергетических сигналов ($>10^9$ эе) в первом цикле. Наличие дефекта в структуре образца № 4 сокращает стадию достижения критического сочетания длины и уровня нагрузки трещины, приводя образец к критическому состоянию раньше. Это было зафиксировано АЭ в виде увеличения энергетических событий, превышающих величину 10^9 эе. Также необходимо отметить, что в дальнейшем следует рассматривать кластеры, в которых АЭ-события превышают 20 событий за цикл с энергией более 10^9 эе, как индикатор концентратора напряжений. В случае Ra-value более 1000 мкс/дБ при выполнении условия увеличения энергии более 10^9 эе можно считать, что в объекте проявляется сигнатура нестабильного роста трещины. Если рассматривать применение полученных результатов с точки зрения промышленного использования, то можно выделить следующие рекомендации:

1. Внедрить пороговый критерий. При условии появления более 5 событий в цикл с энергией более 10^9 эе следует провести остановку оборудования.
2. Для объектов, работающих под циклическими нагрузками, следует ввести обязательный АЭ-контроль первых трех циклов при приемочных испытаниях. Калибровку прибора АЭ проводить по эталонным дефектам (типа сквозной трещины или дефектом от удара керна).
3. Ввести новую фильтрацию шумов. Можно не фиксировать события с амплитудой менее 50 дБ и Ra-value менее 100 мкс/дБ. В случаях превышения параметров следует определить локацию источников в реальном времени при кластерах с сигналами более 10 событий в минуту.

Выводы по главе

Проведенный сравнительный анализ данных акустической эмиссии (АЭ) для образцов АМгб с различными типами дефектов и условий нагружения выявил системные закономерности в формировании сигнатур разрушения. При статическом растяжении до разрушения цельный образец демонстрирует классическую картину накопления повреждений: 75 % событий АЭ концентрируются в области пластической деформации при напряжениях выше 160 МПа, с максимальной амплитудой 55 дБ вблизи предела прочности (290 МПа). Характерно доминирование сигналов с высоким Ra-value (1850 мкс/дБ), что соответствует процессам коалесценции микропор через пластические механизмы. В образце со сквозным дефектом наблюдается принципиально иная картина: 90 % акустических событий возникают уже при напряжениях ниже 50 МПа (20 % от предела прочности цельного материала, что характеризует раннюю стадию активации дефектов в условиях нагружения), при этом регистрируется экстремальное энерговыделение до $3,2 \cdot 10^9$ условных единиц. Ключевым маркером является сочетание низкого Ra-value (420 мкс/дБ) с высокой амплитудой (>45 дБ в 82 % событий), что сигнализирует о хрупком характере разрушения, инициированного дефектом. Снижение предела прочности на 47,6 %

и деформации при разрыве на 72 % прямо коррелирует с перераспределением энергии АЭ в начальной стадии нагружения.

Сопоставление с циклическими испытаниями (образцы № 4 и № 11) подтверждает универсальность выявленных закономерностей. Для всех типов дефектов (сквозных, ударных, искусственных) характерна ранняя кластеризация АЭ-событий при напряжениях ниже 30 % от предела текучести материала. Критическим индикатором является не абсолютное значение энергии, а ее доля в суммарном энерговыделении: события, превышающие 20 % от общей энергии АЭ в данном интервале нагружения, однозначно указывают на активацию дефекта. Параметр Ra-value выступает надежным дифференциатором механизмов разрушения: значения ниже 500 мкс/дБ соответствуют нестабильному росту трещин, тогда как диапазон 1800–2500 мкс/дБ характерен для пластической коалесценции повреждений. Установленная корреляция между временем появления первых высокоэнергетических событий ($>10^9$ условных единиц) и типом дефекта имеет практическую значимость: для интактных образцов этот порог достигается после 60 % деформации, тогда как наличие дефекта смещает его в область первых 5 % нагружения при статике или 1-го – 2-го циклов при циклическом нагружении. Кумулятивная энергия АЭ является количественным индикатором степени поврежденности: рост на 200 % между соседними циклами при циклическом нагружении или резкий скачок при 20–30 % от предельной нагрузки при статическом нагружении сигнализирует о переходе к необратимой стадии разрушения.

Полученные в ходе статических и циклических экспериментов результаты согласуются с полученными данными испытаний в работах в [98–104]. Это позволяет перейти к разработке алгоритма и методики проведения проверок с бортовым комплексом, основанным на методе АЭ. В случае разработки рекомендаций для промышленного внедрения метода предлагается обратить внимание на введение двухуровневой системы мониторинга: на этапе приемочных испытаний обязательным является контроль АЭ-активности при нагружении до 50 % от предела текучести с пороговым критерием не более двух

событий с энергией выше 10^8 условных единиц. Для эксплуатируемых конструкций критическое значение имеет скорость накопления кумулятивной энергии – превышение порога в $5 \cdot 10^8$ условных единиц за три последовательных цикла нагружения требует немедленной диагностики. Алгоритмы реального времени должны детектировать триггерные комбинации: амплитуда >50 дБ, Ra-value <500 мкс/дБ и энергия $>10^9$ усл. ед., что соответствует критической стадии роста трещины. Верификация на образцах с нанесенными дефектами подтвердила эффективность данных критериев с достоверностью 92 % для прогнозирования остаточного ресурса. Также следует отметить, что дефекты всех типов в алюминиево-магниевых сплавах формируют идентичную АЭ-сигнатуру, характеризующуюся: пространственно-временной кластеризацией событий в начальной фазе нагружения; доминированием низких Ra-value (<500 мкс/дБ) при высоких амплитудах (>45 дБ); смещением пика энерговыделения в область напряжений ниже 30 % от предела текучести материала. Универсальным диагностическим маркером является отношение энергии отдельного события к суммарной энергии АЭ в данном интервале нагружения: значения >20 % указывают на активацию критических дефектов независимо от типа нагружения.

3 РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА И МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛОКАЦИИ ИСТОЧНИКА СИГНАЛА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ

3.1 Математическая постановка задачи поиска местоположения источника акустической эмиссии

Задача поиска положения (локации) источника сигнала АЭ по результату измерения сигналов несколькими датчиками математически сводится к поиску минимума некоторой функции нескольких переменных. В простейшем случае для объемного элемента конструкции задачу поиска положения источника АЭ по времени приема сигнала разнесенными в пространстве датчиками можно математически сформулировать. Имеется несколько (K штук) датчиков T_i , координаты которых известны (x_i, y_i, z_i) . Будем считать, что датчики перенумерованы (упорядочены) по времени прихода сигнала, т. е. сигнал сначала приходит на датчик T_1 , затем – на датчик T_2 и т. д.

Известны разности времен приходов сигналов на датчики: $\Delta t_2, \dots, \Delta t_K$. То есть на датчик T_2 сигнал пришел через Δt_2 после его прихода на датчик T_1 , на датчик T_K сигнал пришел через Δt_K после его прихода на датчик T_1 . Источник сигнала T_0 имеет (неизвестные) координаты (x_0, y_0, z_0) . Естественными допущениями являются следующие:

- 1) скорость распространения c сигналов АЭ в материале считается известной и постоянной во всех направлениях (то есть, материал считается изотропным с точки зрения распространения сигналов АЭ);
- 2) сигнал распространяется от источника к датчику по прямой линии;
- 3) источник сигнала АЭ является точечным.

Если бы эти допущения выполнялись идеально, то для точного определения положения источника в пространстве было бы достаточно четырех датчиков. Поэтому если имеется всего K штук датчиков, то рекомендуется или просто брать первые четыре – те, куда сигнал пришел раньше, или набирать все возможные группы по 4 датчика (их будет C_K^4), решать задачу точно для каждой группы, а

потом принимать за положение источника среднее арифметическое всех положений, полученных для групп. Другим подходом является подбор методом наименьших квадратов такого положения источника, чтобы суммарное квадратичное время отклонения расчетного времени прихода сигнала на датчики от фактического было минимальным. Изложим это более подробно. Находим расстояние между источником сигнала и датчиками:

$$R|T_0T_i| = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2}. \quad (3.1)$$

Тогда в допущениях распространения сигнала по прямой и постоянства скорости распространения время прихода сигнала на датчик T_i :

$$t_i = \frac{|T_0T_i|}{c}. \quad (3.2)$$

Тогда рассчитанные разности времен прихода:

$$\Delta t_2 = t_2 - t_1, \dots, \Delta t_K = t_K - t_1. \quad (3.3)$$

Составляем функцию $L(x_0, y_0, z_0)$ квадратичных отклонений:

$$L(x_0, y_0, z_0) = (\Delta t_2 - \Delta t_2)^2 + \dots + (\Delta t_K - \Delta t_K)^2. \quad (3.4)$$

Ищем такие значения x_0, y_0, z_0 , при которых функция $L(x_0, y_0, z_0)$ достигает минимума. Эти значения x_0, y_0, z_0 и принимаем за искомые координаты источника сигнала АЭ. Таким образом, математически поиск координат источника сводится к поиску точки минимума функции нескольких переменных (для объемной задачи – трех, для двумерной задачи поиска источника в стенке тонкой трубы – двух, для одномерной задачи поиска источника при растяжении тонкого стержня – одной переменной). Так как все данные (координаты датчиков, времена прихода) известны с некоторой погрешностью и в силу особенностей вычислений с плавающей точкой, более правильным и перспективным является поиск подходящего приближенного метода решения такой задачи.

3.2 Приближенные методы поиска минимума функции нескольких переменных

Задачи поиска минимума и максимума относятся к задачам поиска экстремума. Но так как задача поиска максимума для функции $f(x)$ равносильна задаче поиска минимума для функции $(-f(x))$, то достаточно рассматривать только задачи на минимум. Методы поиска минимума функции $f(x) = f(x_1, \dots, x_N)$ нескольких переменных делятся на следующие три группы [105]:

1) методы, в которых необходимо вычислять значения только самой функции $f(x)$;

2) методы, в которых необходимо вычислять значения самой функции $f(x)$ и ее частных производных первого порядка $\frac{\partial f}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_N}$;

3) методы, в которых необходимо вычислять значения самой функции $f(x)$ и ее частных производных первого $\frac{\partial f}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_N}$ и второго порядка.

Из общих соображений следует, что выбор метода из той или иной группы определяется возможностью (или ее отсутствием) сравнительно легко вычислять значения первых (и вторых) производных, причем такая возможность должна ускорять сходимость метода к точке минимума. То есть методы 3-й группы в обычных условиях (на такой функции, к которой методы всех групп применимы) сходятся быстрее методов 2-й группы, а те – быстрее методов 1-й группы.

Однако в ряде практических инженерных задач «информация о значениях целевой функции является единственной надежной информацией», а потому иногда необходимо применять методы 1-й и 2-й групп. Последние носят общее название градиентных методов. Предполагается, что функция $f(x)$ и ее частные производные первого $\frac{\partial f}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_N}$ и второго порядка существуют и непрерывны. Значительное число методов работает по итерационной формуле:

$$x^{(k+1)} = x^{(k)} + a^{(k)} s(x^{(k)}), \quad (3.5)$$

где $x^{(k)}$ – текущее приближение (вектор) к решению x^* (тоже вектор);

$\alpha^{(k)}$ – параметр, характеризующий длину шага;

$s(x^{(k)})$ – направление поиска (вектор) в N -мерном пространстве переменных $x_1, \dots, x_N$.

Способы определения числа $\alpha^{(k)}$ и вектора $s(x^{(k)})$ определяются особенностями выбранного метода. Рассмотрим методы поиска более подробно и начнем с одномерного поиска локаций, описанного ниже.

3.2.1 Одномерный поиск локаций

Метод одномерного поиска относится к 1-й группе (где требуется вычислять только значения функции) и ориентирован на задачи с квадратичными функциями, т. е. с функциями вида

$$f(x) = a + b^T x + \frac{1}{2} x^T C x = a + \sum_{i=1}^N b_i x_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N c_{ij} x_i x_j, \quad (3.6)$$

где $b = (b_1 \dots b_N)^T$ – вектор линейных коэффициентов,

$$C = \begin{pmatrix} c_{11} & \dots & c_{1N} \\ \vdots & & \vdots \\ c_{N1} & \dots & c_{NN} \end{pmatrix}$$

– квадратная симметричная (вещественная) матрица, то есть $C^T = C$.

1. Предположим, что матрица C имеет диагональный вид. Тогда квадратичная функция (3.6) примет вид:

$$f(x) = a + b_1 x_1 + \dots + b_N x_N + \frac{1}{2} (c_{11} x_1^2 + \dots + c_{NN} x_N^2). \quad (3.7)$$

Тогда точка $x^* = (x_1^*, \dots, x_N^*)$, подозрительная на экстремум функции $f(x)$, находится как решение системы уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial f}{\partial x_1} = b_1 + c_{11} x_1 = 0, \\ \frac{\partial f}{\partial x_N} = b_N + c_{NN} x_N = 0. \end{cases} \quad (3.8)$$

Предположим, что задана некая начальная точка $x^{(0)} = (x_1^{(0)}, \dots, x_N^{(0)})^T$, и будем искать минимум на линии

$$\begin{aligned} f_1(\lambda^{(0)}) &= f \left(\begin{pmatrix} x_1^{(0)} \\ x_2^{(0)} \\ \vdots \\ x_N^{(0)} \end{pmatrix} + \lambda^{(0)} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix} \right) = \\ &= a + b_1 (x_1^{(0)} + \lambda^{(0)}) + b_2 (x_2^{(0)}) + \dots + b_N (x_N^{(0)}) + \\ &+ \frac{1}{2} (c_{11} (x_1^{(0)} + \lambda^{(0)} \cdot 1)^2 + c_{22} (x_2^{(0)})^2 \dots + c_{NN} (x_N^{(0)})^2). \end{aligned} \quad (3.9)$$

Т. е. значение $\lambda^{(0)}$, которому соответствует этот минимум. Получившаяся функция $f_1(\lambda^{(0)})$ является функцией одной переменной ($\lambda^{(0)}$), так как на этой линии координаты $x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_N^{(0)}$ не изменяются. Поэтому поиск минимума на линии (он называется «одномерным поиском») сразу приводит к уравнению

$$\frac{df_1}{d\lambda^{(0)}} = b_1 + c_{11} (x_1^{(0)} + \lambda^{(0)} \cdot 1) = 0. \quad (3.10)$$

Сравнивая его с первым уравнением (3.8), получаем, что то значение $\lambda^{(0)}$, которое доставляет минимум функции $f_1(\lambda^{(0)})$, приводит к решению

$$x_1^* = x_1^{(0)} + \lambda^{(0)}, \quad (3.11)$$

первого уравнения системы (3.8). То есть переход от начальной точки $x^{(0)} = (x_1^{(0)}, \dots, x_N^{(0)})^T$ к точке $x^{(1)} = (x_1^{(0)} + \lambda^{(0)}, \dots, x_N^{(0)})^T$ приближает исследователя к искомой точке $x^* = (x_1^*, \dots, x_N^*)$ минимума. Очевидно, что переход к функции

$$f_2(\lambda^{(1)}) = f \left(\begin{pmatrix} x_1^{(1)} \\ x_2^{(1)} \\ x_3^{(1)} \\ \vdots \\ x_N^{(1)} \end{pmatrix} + \lambda^{(1)} \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix} \right) \quad (3.12)$$

и аналогичный поиск минимума для нее обеспечат совпадение уже двух первых координат точки $x^{(2)}$ и точки x^* . То есть через N шагов совпадут все координаты – получится $x^{(N)} = x^*$.

2. Пусть теперь матрица C не является диагональной. Как известно, любая симметричная вещественная матрица диагонализуема, т. е. существует такая ортогональная матрица P (удовлетворяющая соотношению $P^T = P^{-1}$), что матрица

$$D + PCP^T \quad (3.13)$$

является диагональной. Тогда

$$C = P^T D P, \quad (3.14)$$

и формулу (3.6) можно переписать в виде

$$f(x) = a + b^T x + \frac{1}{2} x^T P^T D P x. \quad (3.15)$$

Если теперь выполнить замену переменных в N -мерном пространстве по формуле $z = Px$, то из (3.15) получим:

$$f(z) = a + b^T P^T z + \frac{1}{2} z^T D z. \quad (3.16)$$

Для функции $f(z)$ минимум может быть найден из любой начальной точки $z^{(0)}$ ровно за N шагов «одномерного поиска». Заметим, что направлению:

$$l_i = \left(0, \dots, 0, \underset{i\text{-я координата}}{1}, 0, \dots, 0 \right)^T, \quad (3.17)$$

В координатах z соответствует направление $P^T l_i$ в координатах x , а направление $P^T z$ – это направление, задаваемое i -м столбцом матрицы P^T . Как известно, из переписывания равенства (3.14) в виде

$$CP^T = P^T D \quad (3.18)$$

и представления матрицы P^T в виде объединения столбцов $P^T = (P_1^T \dots P_N^T)$ сразу следуют равенства

$$CP_i^T = d_{ii} P_i^T, \quad (3.19)$$

которые означают, что i -й столбец матрицы P^T – это собственный вектор матрицы C . То есть в координатах x направлениями, соответствующими координатным направлениям в координатах z , являются собственные векторы матрицы C . Поэтому без перехода к координатам z «одномерный поиск» нужно производить в направлении собственных векторов матрицы C .

Трудность состоит в том, что построение системы собственных векторов симметричной вещественной матрицы – отдельная задача.

3.2.2 Сопряженные направления

Пусть C – симметричная вещественная матрица порядка $N \times N$. Направления (векторы) $s^{(1)}, s^{(2)}, s^{(3)}, \dots, s^{(r)}$, где $r \leq N$, называются C -сопряженными, если эти направления линейно независимы и

$$s^{(i)T} C s^{(j)} = 0 \text{ для всех } i \neq j (1 \leq i \leq r, 1 \leq j \leq r). \quad (3.20)$$

C -сопряженными являются столбцы матрицы P^T , с помощью которой матрица C приводится к диагональному виду.

Утверждение о параллельном подпространстве ($n = 2$). Пусть задана квадратичная функция следующего вида:

$$q(x) = a + b^T x + \frac{1}{2} x^T C x. \quad (3.21)$$

Также пусть будут заданы две произвольные (несовпадающие) точки $x^{(1)}$ и $x^{(2)}$, а также некоторое направление (вектор) d , причем векторы d и $x^{(2)} - x^{(1)}$ не параллельны. Если точка $y^{(1)}$ минимизирует функцию $q(x^{(1)} + \lambda d)$, а точка $y^{(2)}$ минимизирует функцию $q(x^{(2)} + \lambda d)$, то направление $(y^{(2)} - y^{(1)})$ сопряжено с d .

Доказательство. Для нахождения точки минимума функции вычислим производную:

$$q_1(\lambda) = q(x^{(1)} + \lambda d), \quad (3.22)$$

$$\frac{dq_1}{d\lambda} = (b^T + x^{(1)T} C) d. \quad (3.23)$$

По условию утверждения минимум достигается в точке $y^{(1)}$, поэтому

$$(b^T + y^{(1)T} C)d = 0. \quad (3.24)$$

Из того, что $y^{(2)}$ доставляет минимум для $q_2 = q(x^{(2)} + \lambda d)$, аналогично следует, что

$$(b^T + y^{(2)T} C)d = 0. \quad (3.25)$$

Вычитая из равенства (3.24) равенство (3.25), получаем:

$$(y^{(2)} - y^{(1)})^T C d = 0. \quad (3.26)$$

Утверждение о параллельном подпространстве ($n = M$). Пусть заданы квадратичная функция и две произвольные (несовпадающие) точки $x^{(1)}$ и $x^{(2)}$, а также некоторые сопряженные направления (векторы) $s^{(1)}, \dots, s^{(M)}$, ($M < N$):

$$q(x) = a + b^T x + \frac{1}{2} x^T C x. \quad (3.27)$$

Если точка $y^{(1)}$ найдена в результате последовательного «одномерного поиска» в направлениях $s^{(1)}, \dots, s^{(M)}$ из точки $x^{(1)}$, а точка $y^{(2)}$ найдена в результате последовательного «одномерного поиска» в направлениях $s^{(1)}, \dots, s^{(M)}$ из точки $x^{(2)}$, то направление $(y^{(2)} - y^{(1)})$ сопряжено с направлениями $s^{(1)}, \dots, s^{(M)}$.

Доказательство. Обозначим $x_0^{(1)} = x^{(1)}$, $x_0^{(2)} = x^{(2)}$. При последовательном «одномерном поиске» аналогично предыдущему утверждению получаем цепочку равенств для точки $x^{(1)}$:

$$\begin{aligned} (b^T + (x_1^{(1)})^T C) s^{(1)} &= 0, \text{ где } x_1^{(1)} = x_0^{(1)} + \lambda_1 s^{(1)}, \\ (b^T + (x_2^{(1)})^T C) s^{(1)} &= 0, \text{ где } x_2^{(1)} = x_1^{(1)} + \lambda_2 s^{(2)}, \\ &\dots \\ (b^T + (x_M^{(1)})^T C) s^{(M)} &= 0, \text{ где } x_M^{(1)} = x_{M-1}^{(1)} + \lambda_M s^{(M)}. \end{aligned} \quad (3.28)$$

При этом

$$y^{(1)} = x_M^{(1)} = x^{(1)} + \lambda_1 s^{(1)} + \dots + \lambda_M s^{(M)}. \quad (3.29)$$

Такая же цепочка равенств получается и для точки $x^{(2)}$:

$$\begin{aligned} \left(b^T + \left(x_1^{(2)}\right)^T C\right) s^{(1)} &= 0, \text{ где } x_1^{(2)} = x_0^{(2)} + \mu_1 s^{(1)}, \\ \left(b^T + \left(x_2^{(2)}\right)^T C\right) s^{(1)} &= 0, \text{ где } x_2^{(2)} = x_1^{(2)} + \mu_2 s^{(2)}, \\ &\dots \\ \left(b^T + \left(x_M^{(2)}\right)^T C\right) s^{(M)} &= 0, \text{ где } x_M^{(2)} = x_{M-1}^{(2)} + \mu_M s^{(M)}. \end{aligned} \quad (3.30)$$

При этом

$$y^{(2)} = x_M^{(2)} = x^{(2)} + \mu_1 s^{(1)} + \dots + \mu_M s^{(M)}. \quad (3.31)$$

Проверим, что для любого $1 \leq k \leq M$ выполнено равенство

$$\left(b^T + \left(y^{(1)}\right)^T C\right) s^{(k)} = 0. \quad (3.32)$$

Действительно, подставляя в него выражение (3.29) для $y^{(1)}$ по распределительному закону для матриц, получаем

$$\begin{aligned} \left(b^T + \left(x^{(1)} + \lambda_1 s^{(1)} + \dots + \lambda_M s^{(M)}\right)^T C\right) s^{(k)} &= \\ \left(b^T + \left(x^{(1)} + \lambda_k s^{(k)}\right)^T C\right) s^{(k)} &+ \\ + \left(\lambda_1 + \dots + \lambda_{k-1} s^{(k-1)} + \lambda_{k+1} s^{(k+1)} + \dots + \lambda_M s^{(M)}\right) s^{(k)} &= \\ \text{из условия сопряженности направлений} &\quad \text{из } k\text{-го равенства цепочки} \\ s^{(1)}, \dots, s^{(M)} &\quad (9) \end{aligned} \quad (3.33)$$

$$\left(b^T + \left(x^{(1)} + \lambda_k s^{(k)}\right)^T C\right) s^{(k)} + 0 = 0.$$

Очевидно, аналогично для любого $1 \leq k \leq M$ выполнено и равенство

$$b^T + \left(y^{(2)}\right)^T C s^{(k)} = 0. \quad (3.34)$$

Вычитая из равенства (3.34) равенство (3.32), получаем для любого $1 \leq k \leq M$:

$$\left(y^{(2)} - y^{(1)}\right)^T C s^{(k)} = 0. \quad (3.35)$$

Факт выполнения равенств (3.35) для всех $1 \leq k \leq M$ означает сопряженность направления $(y^{(2)} - y^{(1)})$ всем направлениям $s^{(1)}, \dots, s^{(M)}$. Утверждение доказано.

3.2.3 Метод сопряженных направлений Пауэлла

Идея метода Пауэлла состоит в пошаговом выстраивании системы сопряженных направлений. Метод Пауэлла тоже относится к методам первой группы (где требуется только вычисление значений функции). Рассмотрим последовательность работы с этим методом.

Шаг 1. Задать начальную точку $x^{(0)}$ и систему N (для функции N переменных) линейно независимых направлений $\xi^{(0)}, \dots, \xi^{(N)}$. Например, можно брать единичные координатные векторы (орты осей координат).

Шаг 2. Выполнить последовательно $N + 1$ раз «одномерный поиск» по направлениям $\xi^{(N)}, \xi^{(1)}, \dots, \xi^{(N)}$. Обращаем внимание, что и первый, и последний из этих поисков выполняются по одному и тому же направлению – $\xi^{(N)}$. При этом точки $y^{(1)} = x^{(0)} + \lambda_N \xi^{(N)}$ и $y^{(2)} = x^{(0)} + \lambda_N \xi^{(N)} + \lambda_1 \xi^{(1)} + \dots + \lambda_N \xi^{(N)}$ получаются «одномерным поиском» из РАЗНЫХ точек в ОДНОМ и том же направлении $\xi^{(N)}$. Поэтому они удовлетворяют условиям утверждения о параллельном пространстве.

Шаг 3. Определить новое сопряженное направление $y^{(2)} - y^{(1)}$. Проверить линейную независимость направления $y^{(2)} - y^{(1)}$ от направлений $\xi^{(2)}, \dots, \xi^{(N)}$.

Шаг 4. Заменить систему линейно независимых направлений следующим образом:

$$\begin{aligned} & \text{заменить старое направление } \xi^{(1)} \text{ на направление } \xi^{(2)}, \\ & \text{заменить старое направление } \xi^{(2)} \text{ на направление } \xi^{(3)}, \\ & \dots \\ & \text{заменить старое направление } \xi^{(N-1)} \text{ на направление } \xi^{(N)}, \\ & \text{заменить старое направление } \xi^{(N)} \text{ на направление } y^{(2)} - y^{(1)} \end{aligned} \quad (3.36)$$

Шаг 5. Если минимум не достигнут – вернуться к шагу 2.

Пауэлл в статье [51] доказал сходимость этого алгоритма для квадратичной функции.

Замечание 1. Если минимизируемая функция – квадратичная функция N переменных, то минимум достигается повторением N штук циклов из шагов 2–4. Если функция НЕ квадратичная, то нужно больше циклов, однако сходимость к точке минимума по-прежнему имеется.

Замечание 2. Исходная система направлений НЕ является системой сопряженных направлений. Однако после одного цикла направления $\xi^{(N)}$ и $y^{(2)} - y^{(1)}$ уже являются сопряженными по утверждению о параллельном пространстве для $n = 2$ (рисунок 3.1). После шага 4 этого цикла они становятся новыми $\xi^{(N-1)}$ и $\xi^{(N)}$.

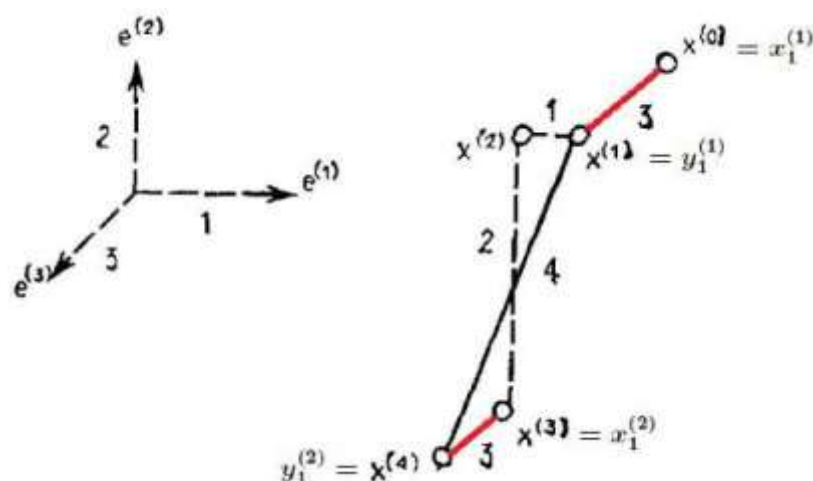


Рисунок 3.1 – Первый цикл для трехмерного пространства. Красным отмечено направление, к которому сопряжено получаемое направление 4

После следующего цикла, по Утверждению о параллельном пространстве, для $n = 3$ сопряженными будут уже три последних направления (рисунок 3.2) и т. д.

Последний «одномерный поиск» для точки $y^{(2)}$ в предыдущем (т. е. первом) цикле производился в направлении $\xi^{(N)}$. Первый поиск в данном цикле осуществляется в направлении $y^{(2)} - y^{(1)}$. То есть можно считать, что новая точка $y^{(1)}$ получается в результате двух «одномерных поисков». А новая

точка $y^{(2)}$ получается в результате цепочки «одномерных поисков», которая заканчивается теми же двумя «одномерными поисками». Именно поэтому можно применить утверждение о параллельном пространстве при $n = 3$.

Общая схема построения сопряженных направлений в трехмерном пространстве показана на рисунке 3.2.

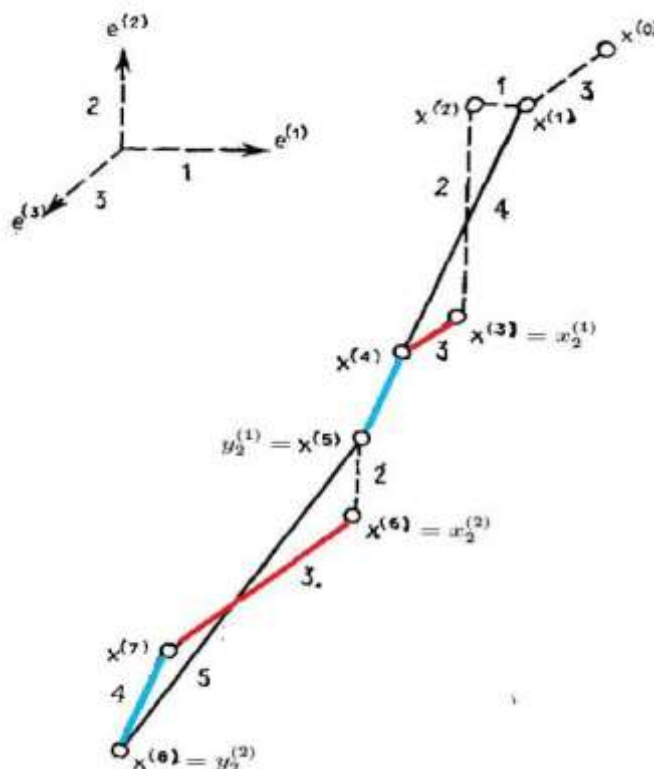


Рисунок 3.2 – Второй цикл для трехмерного пространства. Красным и голубым отмечены направления, которые сопряжены между собой и к которым сопряжено получаемое направление 5

График любой функции (поверхность в $(N + 1)$ -мерном пространстве) в окрестности точки минимума (если в точке минимума существуют производные этой функции и первого, и второго порядков) приближенно аппроксимируется поверхностью второго порядка задаваемой урезанным рядом Тейлора функции в точке минимума.

А потому около точки минимума хорошая сходимость метода Пауэлла для квадратичной функции должна обеспечить приемлемую сходимость для любой функции.

3.2.4 Метод Ньютона

Заметим, что существует метод Ньютона для приближенного решения систем нелинейных уравнений. Рассмотрим рисунок 3.3.

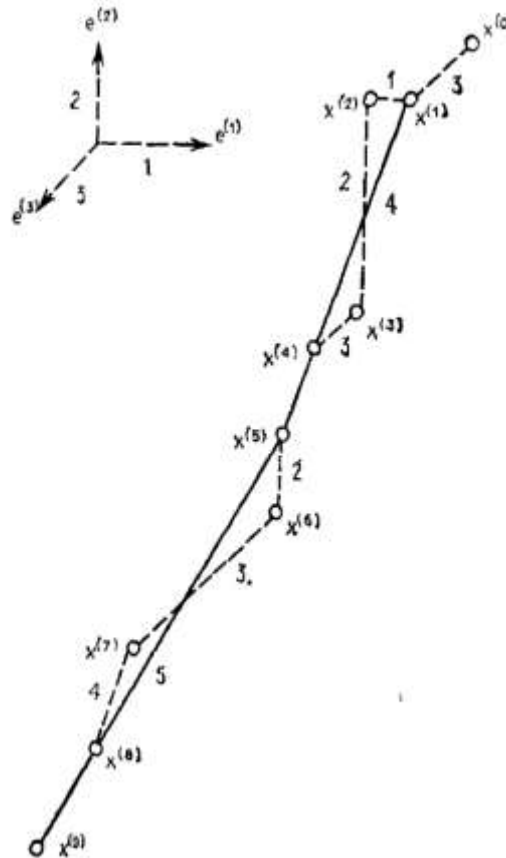


Рисунок 3.3 – Построение сопряженных направлений в трехмерном пространстве

Действительно, рассмотрим систему нелинейных уравнений.

$$\begin{cases} F_1(x_1, \dots, x_n) = 0, \\ F_n(x_1, \dots, x_n) = 0. \end{cases} \quad (3.37)$$

Как и в одномерном случае, будем считать, что $X_* = (x_{1*}, \dots, x_{n*})^T$ – точное решение, $X_0 = (x_{01}, \dots, x_{0n})^T$ – приближенное решение, отклонение $\varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_n)^T$:

$$\begin{pmatrix} x_{1*} \\ \vdots \\ x_{n*} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{01} \\ \vdots \\ x_{0n} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{pmatrix}. \quad (3.38)$$

Подставляя в систему и раскладывая по формуле Тейлора, получаем

$$\begin{cases} F_1(x_{1*}, \dots, x_{n*}) = 0, \\ \dots \\ F_n(x_{1*}, \dots, x_{n*}) = 0. \end{cases} \quad (3.39)$$

$$\begin{cases} F_1(x_{01} + \varepsilon_1, \dots, x_{0n} + \varepsilon_n) = 0 = F_1(x_{01}, \dots, x_{0n}) + \frac{\partial F_1}{\partial x_1} \varepsilon_1 + \dots + \frac{\partial F_1}{\partial x_n} (X_0) \varepsilon_n, \\ \dots \\ F_n(x_{01} + \varepsilon_1, \dots, x_{0n} + \varepsilon_n) = 0 = F_n(x_{01}, \dots, x_{0n}) + \frac{\partial F_n}{\partial x_1} \varepsilon_1 + \dots + \frac{\partial F_n}{\partial x_n} (X_0) \varepsilon_n. \end{cases} \quad (3.40)$$

С точки зрения неизвестных $\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_n$ система это СЛАУ. Запишем ее в матричном виде:

$$\begin{pmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_1(X_0) \\ \vdots \\ F_n(X_0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial x_n}(X_0) \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial F_n}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_n}{\partial x_n}(X_0) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{pmatrix}. \quad (3.41)$$

$$\mathcal{O} = \begin{pmatrix} F_1(X_0) \\ \vdots \\ F_n(X_0) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial x_n}(X_0) \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial F_n}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_n}{\partial x_n}(X_0) \end{pmatrix} \varepsilon.$$

Считая, что матрица $\begin{pmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial x_n}(X_0) \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial F_n}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_n}{\partial x_n}(X_0) \end{pmatrix}$ обратима,

$$\varepsilon = - \begin{pmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial x_n}(X_0) \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial F_n}{\partial x_1}(X_0) & \dots & \frac{\partial F_n}{\partial x_n}(X_0) \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} F_1(X_0) \\ \vdots \\ F_n(X_0) \end{pmatrix}.$$

В результате получаем расчетную формулу метода Ньютона для решения систем нелинейных уравнений:

$$X_{k+1} = X_k - \begin{pmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1}(X_k) & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial x_n}(X_k) \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial F_n}{\partial x_1}(X_k) & \dots & \frac{\partial F_n}{\partial x_n}(X_k) \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} F_1(X_k) \\ \vdots \\ F_n(X_k) \end{pmatrix}. \quad (3.42)$$

Так как необходимым условием экстремума для функции N переменных является равенство нулю всех частных производных функции f (т. е. ее градиента

∇f) в этой точке, то метод Ньютона для поиска минимума можно считать переложением метода Ньютона для приближенного решения систем нелинейных уравнений. Расчетная формула (3.41) превращается в

$$x^{(k+1)} = x^{(k)} - \left(\nabla^2 f(x^{(k)}) \right)^{-1} \cdot \nabla f(x^{(k)}), \quad (3.43)$$

где $\nabla f(x^{(k)}) = \begin{pmatrix} \frac{\partial f}{\partial x_1}(x^{(k)}) \\ \vdots \\ \frac{\partial f}{\partial x_N}(x^{(k)}) \end{pmatrix}$ – градиент функции $f(x)$ в $x^{(k)}$, $\nabla^2 f(x^{(k)})$ –

симметричная матрица порядка $N \times N$ вторых частных производных функции $f(x)$, вычисленных в $x^{(k)}$.

Заметим, что расчетная формула (3.42) соответствует виду расчетной формулы (3.5) при $a^{(k)} = 1$ и $s(x^{(k)}) = - \left(\nabla^2 f(x^{(k)}) \right)^{-1} \cdot \nabla f(x^{(k)})$.

Неудобство метода Ньютона поиска минимума функции состоит (кроме прочего) в том, что он относится к третьей группе, – т. е. в необходимости на каждом шаге вычислять матрицу вторых производных. Методы сопряженных градиентов. Эти методы относятся к методам второй группы. В отличие от метода сопряженных направлений Пауэлла для построения системы сопряженных направлений в этих методах используются значения градиента функции (т. е. первые производные). Функция $f(x)$ снова предполагается квадратичной:

$$f(x) = a + b^T x + \frac{1}{2} x^T C x = a + \sum_{i=1}^N b_i x_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N c_{ij} x_i x_j, \quad (3.44)$$

где $b = (b_1 \dots b_N)^T$ – вектор линейных коэффициентов;

C – квадратичная симметричная (вещественная) матрица.

Тогда

$$\nabla f = \begin{pmatrix} \frac{\partial f}{\partial x_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial f}{\partial x_N} \end{pmatrix} = b + Cx. \quad (3.45)$$

Для простоты записи обозначим градиент через функцию $g(x)$:
 $g(x) = \nabla f(x)$.

Тогда для двух различных точек $x^{(0)}, x^{(1)}$

$$\begin{aligned} g(x^{(0)}) &= b + Cx^{(0)}, \\ g(x^{(1)}) &= b + Cx^{(1)}. \end{aligned}$$

Тогда изменение градиента при переходе от точки $x^{(0)}$ к точке $x^{(1)}$ будет

$$\Delta g(x) = g(x^{(1)}) - g(x^{(0)}) = C(x^{(1)} - x^{(0)}) = C\Delta x. \quad (3.46)$$

Коротко обозначим:

$$g^{(k)} = g(x^{(k)}). \quad (3.47)$$

Направления поиска определяются по формулам:

$$s^{(k)} = -g^{(k)} + \gamma^{(0)}s^{(0)} + \dots + \gamma^{(k-1)}s^{(k-1)}, \quad (3.48)$$

где $s^{(0)} = -g^{(0)}$.

Критерием окончания одномерного поиска является условие

$$\nabla f(x^{(k+1)})^T s^{(k)} = 0. \quad (3.49)$$

Значения $\gamma(i)$ при $i = 1, 2, \dots, k-1$ (НЕ при $i = 0$) выбираются из условия сопряженности направления $s^{(k)}$ со всеми построенными ранее направлениями.

Для первого направления по формуле (3.47) имеем

$$s^{(1)} = -g^{(1)} + \gamma^{(0)}s^{(0)} = -g^{(1)} - \gamma^{(0)}g^{(0)}.$$

Направление $s^{(1)}$ должно быть сопряжено с направлением $s^{(0)}$ (потребуем этого), из определения сопряженности получаем

$$s^{(1)T} C s^{(0)} = 0,$$

откуда

$$(-g^{(1)} - \gamma^{(0)}g^{(0)})^T C s^{(0)} = 0$$

или

$$(g^{(1)} + \gamma^{(0)}g^{(0)})^T C s^{(0)} = 0. \quad (3.50)$$

Из формулы (3.5) при $k = 0$ (обозначая $\Delta x = x^{(1)} - x^{(0)}$) получаем

$$s^{(0)} = \frac{\Delta x}{\alpha^{(0)}}.$$

Подставляем это выражение для $s^{(0)}$ в формулу (3.50):

$$(g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)})^T \Delta g = 0. \quad (3.51)$$

По ассоциативности (сочетательному закону) умножения матриц равенство можно переписать в виде

$$g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)} (C \Delta x) = 0. \quad (3.52)$$

С учетом формулы (3.45) из (3.52) получаем

$$(g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)})^T \Delta g = 0. \quad (3.53)$$

Отсюда

$$\begin{aligned} \left((g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)})^T \Delta g \right)^T &= 0, \\ \Delta g^T (g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)}) &= 0, \\ \Delta g^T g^{(1)} + \gamma^{(0)} \Delta g^T g^{(0)} &= 0. \end{aligned}$$

И, наконец,

$$\gamma^{(0)} = - \frac{\Delta g^T g^{(1)}}{\Delta g^T g^{(0)}}. \quad (3.54)$$

Так как в данном случае $\Delta g = g^{(1)} - g^{(0)}$, то из формулы (3.53) получаем

$$(g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)})^T (g^{(1)} - g^{(0)}) = 0.$$

И, раскрывая скобки,

$$g^{(1)T} g^{(1)} + \gamma^{(0)} g^{(0)T} g^{(1)} - g^{(1)T} g^{(0)} - \gamma^{(0)} g^{(0)T} g^{(0)} = 0.$$

Из формулы (3.48) при $k = 0$ имеем

$$g^{(1)T} g^{(0)} = 0.$$

Поэтому в формуле (3.49) два слагаемых (второе и третье) обнуляются, и получается

$$\gamma^{(0)} = \frac{g^{(1)T} g^{(1)}}{g^{(0)T} g^{(0)}}. \quad (3.55)$$

Далее определяется следующее направление поиска $s^{(2)}$:

$$s^{(2)} = -g^{(2)} + \gamma^{(0)} s^{(0)} + \gamma^{(1)} s^{(1)}.$$

Константы $\gamma^{(0)}$ и $\gamma^{(1)}$ выбираются из условий сопряженности направления $s^{(2)}$ с направлениями $s^{(0)}$ и $s^{(1)}$:

$$s^{(2)T} C s^{(0)} = 0 \text{ и } s^{(2)T} C s^{(1)} = 0.$$

И так далее. Можно показать, что при таком принципе подбора констант для любого k получается

$$\gamma^{(0)} = \dots = \gamma^{(k-2)} = 0, \gamma^{(k-1)} = \frac{g^{(k)T} g^{(k)}}{g^{(k-1)T} g^{(k-1)}}.$$

Таким образом, формула (3.49) превращается в

$$s^{(k)} = -g^{(k)} + \frac{g^{(k)T} g^{(k)}}{g^{(k-1)T} g^{(k-1)}} s^{(k-1)}, \quad (3.56)$$

которая и является расчетной формулой так называемого метода Флетчера – Ривса.

3.2.4 Метод Дэвидона – Флетчера – Пауэлла

Главным недостатком метода Ньютона является необходимость на каждом шаге вычислять матрицу вторых производных функции. На основе идей метода сопряженных градиентов Дэвидон, Флетчер, Пауэлл предложили вместо такого вычисления строить при помощи сопряженных градиентов приближение к H^{-1} , где H – матрица вторых производных минимизируемой функции в точке экстремума. Общая формула для подбора сопряженных направлений:

$$s(x^k) = -A^{(k)} \nabla f(x^k), \quad (3.57)$$

где $A^{(k)}$ – матрица порядка $N \times N$.

Матрица $A^{(k)}$ изменяется на каждом шаге. Для аппроксимации матрицы H^{-1} будем определять матрицу $A^{(k+1)}$ следующим образом:

$$A^{(k+1)} = A^{(k)} + A_c^{(k)}, \quad (3.58)$$

где $A_c^{(k)}$ – корректирующая матрица.

Цель состоит в построении такой последовательности матриц: $A^{(0)}, A^{(1)}, A^{(2)}, \dots, A^{(k+1)}$, которая бы давала хорошее приближение к матрице $H^{-1} = \nabla^2 f(x^*)^{-1}$. Потребуем, чтобы выполнялось для матрицы $A^{(k+1)}$ равенство

$$\Delta x^{(k)} = \beta A^{(k+1)} \Delta g^{(k)}. \quad (3.59)$$

Здесь, как обычно,

$$\Delta x^{(k)} = x^{(k+1)} - x^{(k)}, \text{ и } \Delta g^{(k)} = g(x^{(k+1)}) - g(x^{(k)}).$$

Подставляя полученные уравнения в 3.58 получаем

$$A_c^{(k)} \Delta g^{(k)} = \frac{1}{\beta} \Delta x^{(k)} - A^{(k)} \Delta g^{(k)}. \quad (3.60)$$

Непосредственно подстановкой выражения в (3.60) можно убедиться, выражение (3.61) является решением уравнения (3.60) при любых векторах y и z . Остается положить $\beta = 1$, и получающаяся при этом из (3.58) формула (3.63) и есть расчетная формула метода Дэвидона – Флетчера – Пауэлла.

$$A_c^{(k)} = \frac{1}{\beta} \left(\frac{\Delta x^{(k)} y^T}{y^T \Delta g^{(k)}} \right) - \frac{A^{(k)} \Delta g^{(k)} z^T}{z^T \Delta g^{(k)}}, \quad (3.61)$$

$$y = \Delta x^{(k)} \text{ и } z = A^{(k)} \Delta g^{(k)}. \quad (3.62)$$

$$A^{(k+1)} = A^{(k)} + \left(\frac{\Delta x^{(k)} (\Delta x^{(k)})^T}{(\Delta x^{(k)})^T \Delta g^{(k)}} \right) - \frac{A^{(k)} \Delta g^{(k)} (\Delta g^{(k)})^T A^{(k)T}}{\Delta g^{(k)T} A^{(k)} \Delta g^{(k)}}. \quad (3.63)$$

Замечание. Можно показать, что если $A^{(0)}$ – симметричная положительно определенная матрица, то и все матрицы $A^{(k)}$ будут такими же. Поэтому можно брать $A^{(0)} = I$, где I – единичная матрица.

Замечание. Если $\alpha^{(k)} > 0$, а матрица $A^{(k)}$ положительно определенная, то для метода Дэвидона – Флетчера – Пауэлла всегда выполняется условие, обеспечивающее убывание минимизируемой функции с каждым шагом метода.

$$f(x^{(k+1)}) < f(x^{(k)}). \quad (3.64)$$

Последовательность действий в методе Дэвидона – Флетчера – Пауэлла

Шаг 1. Произвольным образом берем $x^{(0)}$. Полагаем $A^{(0)} = I$ (единичная матрица). Вычисляем градиент минимизируемой функции $f(x)$:

$$g(x) = \nabla f(x).$$

Вычисляем значение

$$g^{(0)} = g(x^{(0)}).$$

Шаг 2. Вычисляем направление $s^{(0)} = -g(x^{(0)})$.

Ищем «одномерным поиском» из точки $x^{(0)}$ в направлении $s^{(0)}$ точку $x^{(1)}$, минимизирующую функцию

$$q(\lambda) = f(x^{(0)} + \lambda s^{(0)}).$$

Вычисляем значение и полагаем $k = 0$.

$$g^{(1)} = g(x^{(1)}).$$

Шаг 3. Рассчитываем изменение точки $\Delta x^{(k)} = x^{(k+1)} - x^{(k)}$ и соответствующее изменение градиента $\Delta g^{(k)} = g(x^{(k+1)}) - g(x^{(k)})$. Рассчитываем корректирующую матрицу $A_c^{(k)}$ по формуле:

$$A_c^{(k)} = \frac{\Delta x^{(k)} \Delta x^{(k)T}}{\Delta x^{(k)T} \Delta g^{(k)}} - \frac{A^{(k)} \Delta g^{(k)} \Delta g^{(k)T} A^{(k)}}{\Delta g^{(k)T} A^{(k)} \Delta g^{(k)}}. \quad (3.65)$$

Рассчитываем матрицу $A^{(k+1)}$ по формуле: $A^{(k+1)} = A^{(k)} + A_c^{(k)}$.
Вычисляем направление: $s^{(k+1)} = -A^{(k+1)} g(x^{(k+1)})$.

Шаг 4. Если минимум не достигнут (условием достижения минимума можно считать выполнение неравенства $|g^{(k)}| \leq \varepsilon$, где ε – заранее заданная положительная константа), то полагаем (присваиваем) $k := k + 1$. Ищем «одномерным поиском» из точки $x^{(k)}$ в направлении $s^{(k)}$ точку $x^{(k+1)}$, минимизирующую функцию $q(\lambda) = f(x^{(k)} + \lambda s^{(k)})$. Вычисляем значение $g^{(k)} = g(x^{(k)})$.

Переходим к шагу 3. Хотя теоретически матрица $A^{(k)}$ всегда является положительно определенной, но практически после выполнения какого-то количества шагов она может оказаться плохо обусловленной (какие-то ее собственные числа окажутся хоть и положительными, но очень маленькими по

модулю). В этом случае рекомендуется в качестве новой матрицы $A^{(k)}$ снова взять единичную. Однако такие действия замедляют сходимость.

Таким образом, можно считать, что метод Дэвидона – Флетчера – Пауэлла возник (сформировался) на основе методов «одномерного поиска», сопряженных направлений Пауэлла, сопряженных градиентов и Ньютона (рисунок 3.4).



Рисунок 3.4 – Общая схема

Метод Дэвидона – Флетчера – Пауэлла может быть использован для поиска дефектов в объемных объектах.

Выводы по главе

Для построения локации бортовой системой мониторинга космической станции при расчете координат дефектов предложен метод Дэвидона – Флетчера – Пауэлла как метод поиска дефектов для оценки трещинообразования на ранних этапах зарождения дефектов, выявления дефектов и исключения возможности критически аварийных ситуаций. Предложенная математическая модель реализована для поиска и локации дефектов. На основе предложенной математической модели реализован алгоритм поиска источников сигнала акустической эмиссии и разработан прототип программно-аппаратного комплекса, который прошел апробацию в ходе экспериментов в ПАО РКК «Энергия» им. С. П. Королева.

4 РАЗРАБОТКА ПРАКТИЧЕСКИХ РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО ПРИМЕНЕНИЮ АЛГОРИТМА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА СБОРА И ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

4.1 Экспериментальное исследование прототипа программно-аппаратного комплекса по сбору, обработке и лоцированию сигналов акустической эмиссии

При контроле элементов конструкций космических аппаратов методом АЭ первоначально необходимо решить сложные задачи выбора оптимального алгоритма работы и схемы расположения датчиков. Оптимальный выбор расположения датчиков системы должен гарантировать возможность подключения всех используемых преобразователей с учетом длины соединительных кабелей. Данное утверждение является актуальным, например, для Международной космической станции (ее элементов), отличающейся большой протяженностью и сложной топологией. Во-вторых, необходимо соответствовать всем актуальным требованиям безопасности при проведении испытаний и располагать оборудование на достаточном расстоянии от подверженных избыточной нагрузке контролируемых объектов, чтобы не травмировать операторов в случае их разрушения. Предложена схема АЭ-системы для проведения натурного эксперимента с целью апробации результатов (рисунок 4.1).

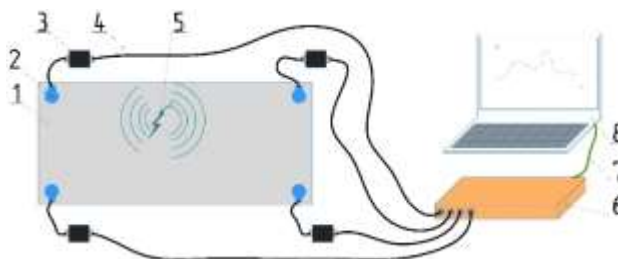


Рисунок 4.1 – Схема АЭ системы для проведения натурного испытания:

1 – объект контроля; 2 – пьезоэлектрический датчик; 3 – предусилитель; 4 – соединительный провод; 5 – искусственная трещина; 6 – вычислительный блок; 7 – провод соединения вычислительного блока и ПК; 8 – ПК

Предложенная схема АЭ-системы состоит из блока рабочего места оператора и блока для регистрации сигналов АЭ. Они (блоки) соединены между собой и с остальными элементами системы в локальную сеть, позволяющую осуществлять коммуникацию на среднее расстояние 150–200 м. Блок рабочего места оператора подключается к сети в качестве клиентского устройства. Описанная схема позволяет осуществлять подключение блока рабочего места оператора к любому количеству блоков регистрации сигналов и соответственно к любому количеству датчиков АЭ. Идентификация блоков и датчиков осуществляется по уникальному имени в сети. Разработанная схема АЭ с внедренным алгоритмом системы была применена при циклических испытаниях образцов из сплава АМгбНОП и при испытаниях на имитацию потери воздуха в обшивке с помощью вакуумной камеры. Исследование осуществлялось на площадке ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С. П. Королева (ПАО РКК «Энергия» им. С. П. Королева). Предварительно были подготовлены два образца из сплава АМгбНОП. Первый образец (фотоснимок на рисунке 4.2) изготавливался из цельного листа размерами $178 \times 400 \times 3,5$ со сквозной усталостной трещиной, параметры которой приведены в таблице 4.1.



Рисунок 4.2 – Образец № 1 размером $178 \times 400 \times 3,5$ из сплава АМгбНОП со сквозной усталостной трещиной

Таблица 4.1 – Параметры усталостной трещины образца № 1

Длина, мм	3,9
Раскрытие, мкм	1,4
Поток, л мкм рт. ст/с	4,4
Массовый расход воздуха при н.у., г/сут	0,61

Второй образец был получен сваркой четырех алюминиевых пластин с тремя предварительно нанесенными сквозными трещинами. Размеры второго образца – 278×400×3,5. Параметры усталостных трещин второго образца приведены в таблице 4.2. На рисунке 4.3 приведен фотоснимок второго образца.

Таблица 4.2 – Параметры усталостной трещины образца № 1

Параметр	Трещина № 2-1	Трещина № 2-2	Трещина № 2-3
Длина, мм	30,5	30,4	29,9
Раскрытие, мкм	от 26,1 до 37,7	-	от 5,3 до 7,3
Поток, л мкм рт. ст/с	8888	14,7	55
Массовый расход воздуха при н.у., г/сут	1238	2,047	7,66



Рисунок 4.3 – Образец № 2 размером 278×400×3,5 из сплава АМгбНОП со сквозной усталостной трещиной

Сначала рассмотрим образец № 2 с тремя трещинами: 2-1; 2-2; 2-3 (см. рисунок 4.3). На первом этапе испытания поочередно на каждую из трещин устанавливалась оснастка, создающая поток воздуха через трещины (рисунок 4.4).

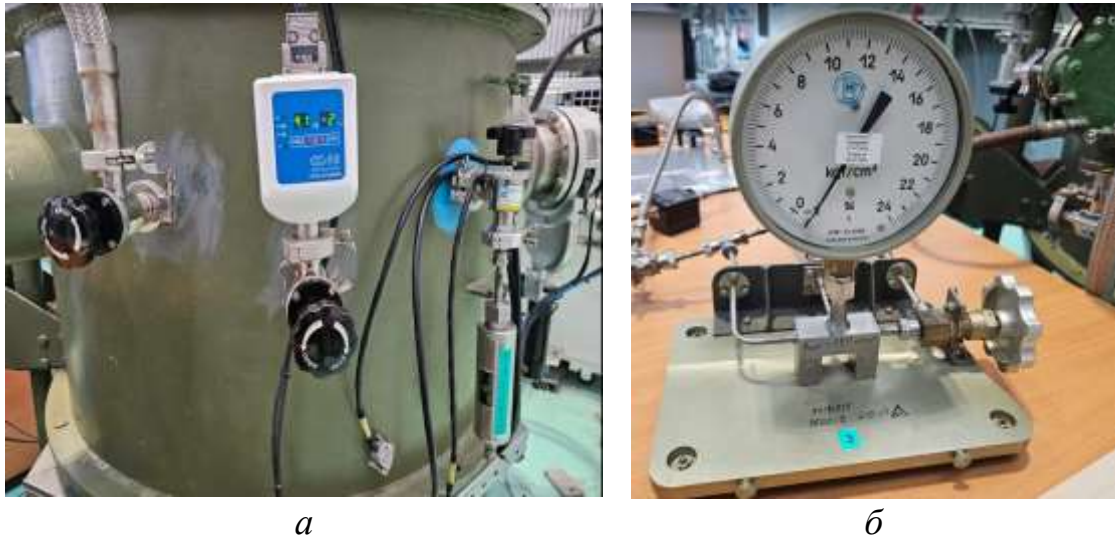


Рисунок 4.4 – Фотоснимки оснастки для эксперимента с образцом № 2 из АМгбНОП с нанесенными сквозными трещинами:

а – вакуумная камера; *б* – манометр

На рисунке 4.5 показан образец № 2 с установленной оснасткой.



Рисунок 4.5 – Фотоснимок образца № 2 из АМгбНОП с нанесенными сквозными трещинами с установленной оснасткой

Движение воздуха образовывалось из-за разницы давлений при подключении оснастки к вакуумной камере с манометром. Создаваемый поток воздуха моделировал условие нарушение сплошности обшивки космического корабля в условиях вакуума, с одной стороны (оболочка), и атмосферы – с другой стороны. Далее на образец устанавливались датчики акустической эмиссии согласно схеме испытания, показанной на рисунке 4.1. Фотоснимки образца № 2 с установленными датчиками и прибором показаны на рисунке 4.6. Для обеспечения надежной фиксации датчиков использовались специализированные кронштейны с магнитным основанием.



а



б

Рисунок 4.6 – Фотоснимки образца № 2 с установленными датчиками АЭ (а) и вычислительного блока АЭ (б)

Датчики АЭ в ходе эксперимента фиксировали упругие волны, появляющиеся в зоне трещины, и преобразовывали их в электрические сигналы, которые через предусилители поступали на плату вычислительного комплекса АЭ. В системе производилась фильтрация сигналов по установленному порогу. С помощью внедренного алгоритма на основании времени регистрации импульсов датчиками АЭ, геометрического расположения датчиков, скорости распространения звука в материале рассчитывались гипотетические координаты источника. Очевидно, что не любая показанная прибором локация соответствует расположению реального физически существующего дефекта и что есть погрешность в определении координат.

Эксперимент с образцом № 1 (см. рисунок 4.2) заключался в исследовании возможности обнаружения методом АЭ усталостной трещины при циклическом нагружении. Фотоснимки эксперимента показаны на рисунке 4.7. Подготовленный образец № 1 устанавливался в специализированную оснастку и зажимался в ней, как показано на рисунке 4.7, *а*. На исследуемый объект устанавливалась АЭ-система по схеме, показанной на рисунке 4.1. В ходе испытаний фиксировались изменения параметра нагрузки во времени (рисунок 4.7, *б*) при одновременной записи АЭ-данных от датчика (рисунок 4.7, *в*).

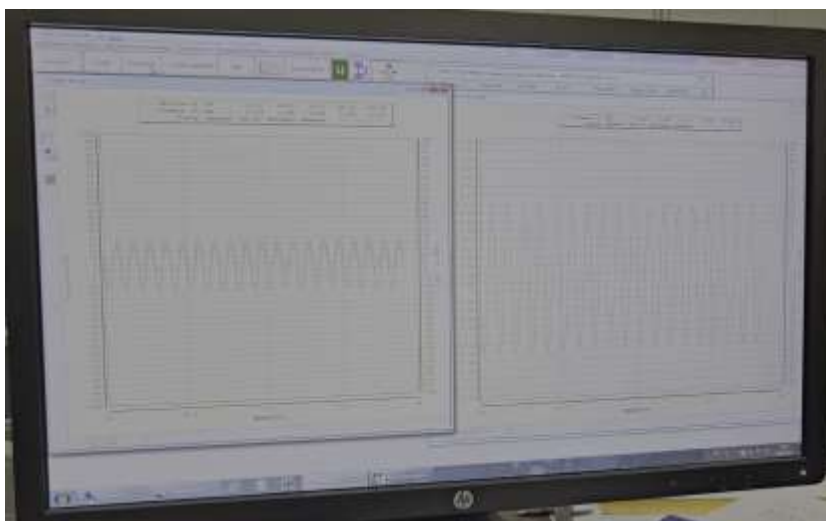
*а**б**в*

Рисунок 4.7 – Фотоснимки испытания образца № 1:

а – образец установлен в испытательный стенд; *б* – графики нагрузки от времени;
в – фиксируемые АЭ-параметры с датчика

В ходе эксперимента варьировались параметры: скорости нагружения, величины нагрузки с разгрузкой, частоты, количества циклов. Результаты экспериментов отражены в разделе 4.2.

4.2 Оценка результатов

Режим работы испытательного оборудования был выбран в соответствии с программой-методикой № 788-1-082-24 от 27.05.2024. Он назначался исходя из требований к параметрам ресурса и значениям максимальных эксплуатационных нагрузок на космические аппараты с учетом того, что одно и то же техническое устройство может подвергаться различным сочетаниям нагрузок. Это зависит от режима работы аппараты и от выполняемой задачи. Важными критериями схемы нагружения были максимальная нагрузка, частота нагружения, количество циклов. На первом этапе проводилось исследование влияния нагрузок, создаваемых потоком воздуха под высоким давлением и имитирующих потери на космическом аппарате, на АЭ-сигналы. Также анализировалась возможность выявления локаций потенциальных дефектов при нагружении нескольких слабых мест (трещин). Для решения поставленной задачи проведена серия испытаний алюминиевых образцов, результаты которых будут приведены ниже.

4.2.1 Испытание образца № 2

Первоначально нагрузке подвергалась трещина 2-2 образца № 2 (см. рисунок 4.3). В ходе фиксации АЭ-данных был проведен расчет локаций потенциального дефекта, показанный на рисунке 4.8.

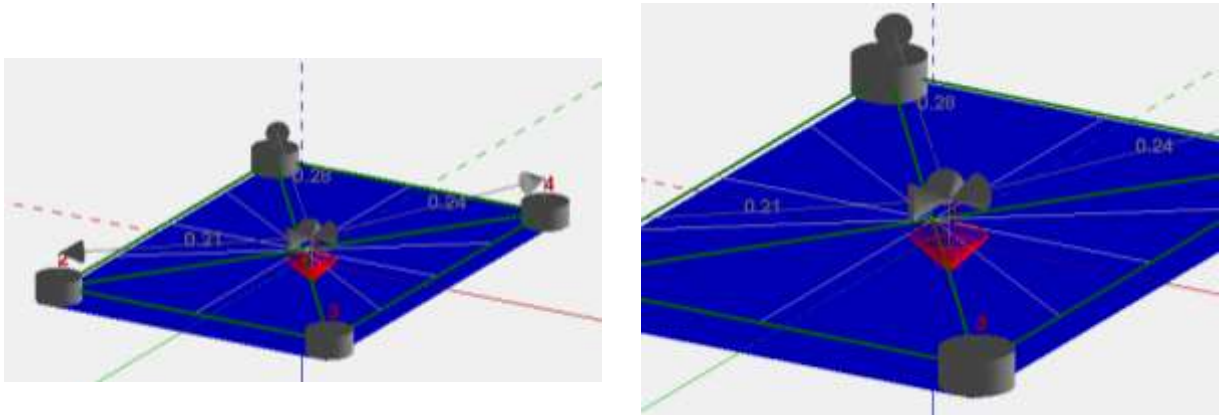


Рисунок 4.8 – Изображение лоцирования дефекта в образце № 2
при нагрузке трещины 2-2 из АМг6НОП

Дальнейшей нагрузке подвергалась трещина 2-3 образца № 2 (см. рисунок 4.3). В ходе фиксации АЭ данных был проведен расчет локации потенциального дефекта, показанный на рисунке 4.9.

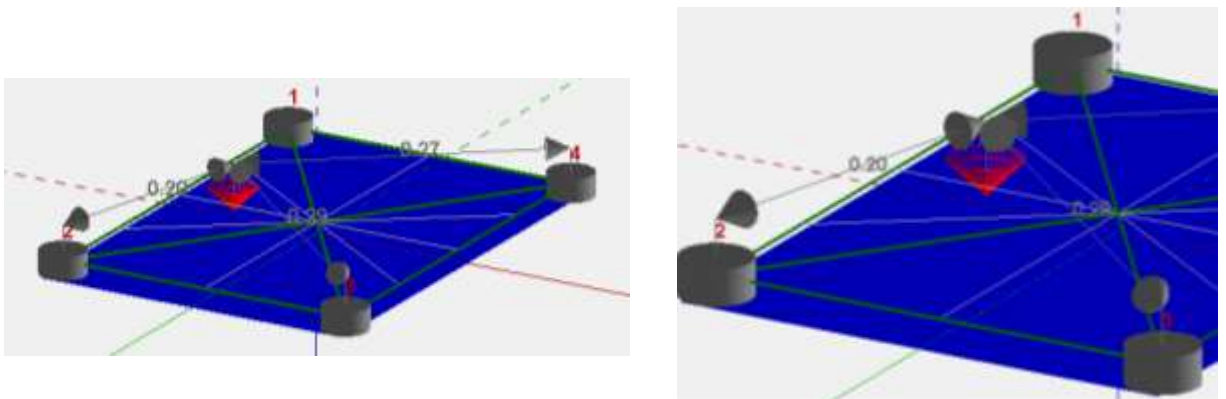


Рисунок 4.9 – Изображение лоцирования дефекта в образце № 2
при нагрузке трещины 2-3 из АМг6НОП

Далее нагружалась трещина 2-1 образца № 2 (см. рисунок 4.3). В ходе фиксации АЭ данных был проведен расчёт локации потенциального дефекта, показанный на рисунке 4.10.

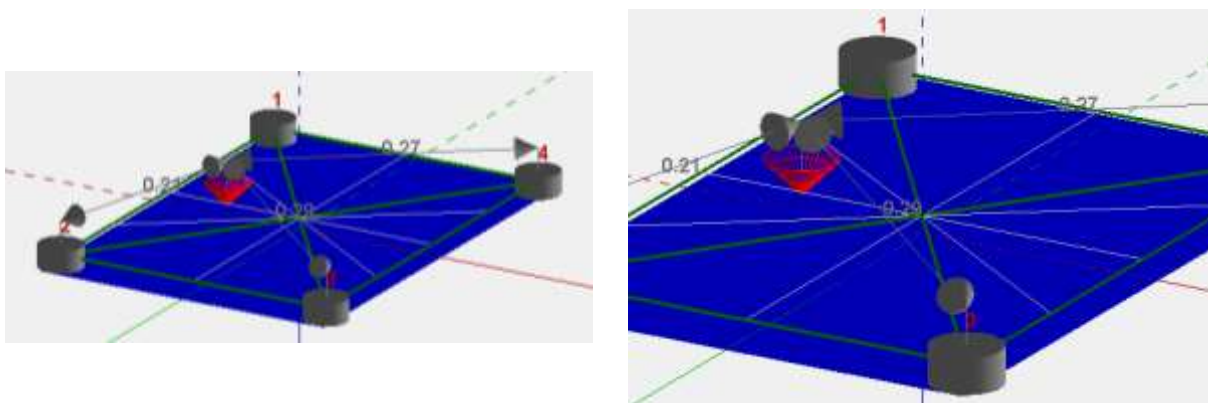


Рисунок 4.10 – Изображение лоцирования дефекта в образце № 2 при нагрузке трещины 2-3 из АМг6НОП

Точность измерения координаты лоцирования дефекта (координаты источников звука) определялась в соответствии со следующими требованиями:

1. Точность измерений зависела от заданной скорости звука и указанных координат датчиков относительно размеров образца. В реальности всегда имеется анизотропия и спрогнозировать результирующую скорость звука от суперпозиции волн, идущих от источника и постоянно затухающих по-разному на разных частотах, не представляется возможным. Калибровку скорости звука можно проводить в автоматизированном режиме перед эксплуатацией объекта.

2. В условиях производственной эксплуатации точность измерения не может превышать диаметр датчика, поскольку невозможно установить, в какую точку датчика пришла волна.

С учетом вышеизложенного средняя погрешность определения координаты лоцирования дефекта в ходе эксперимента составляет ± 10 мм (1 см).

На следующем этапе было реализовано нагружение двух трещин, а конкретно 2-1 и 2-2 (сварной образец № 2, см. рисунок 4.3). В ходе фиксации АЭ-данных был проведен расчет локации потенциального дефекта, показанный на рисунке 4.11.

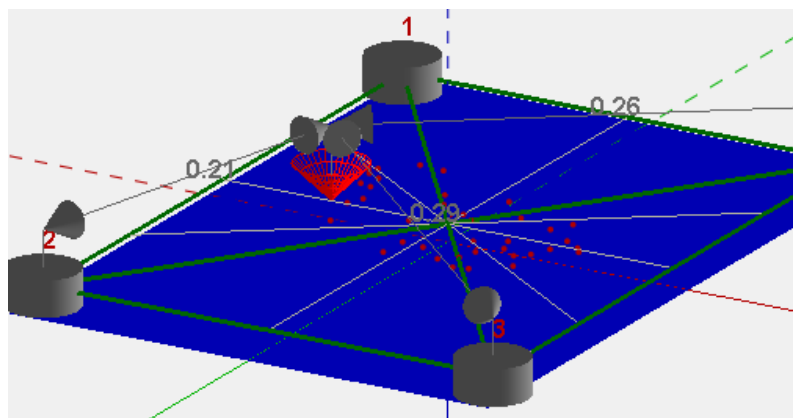


Рисунок 4.11 – Изображение лоцирования дефекта в образце № 2 из АМг6НОП при нагружении трещин 2-1 и 2-2

В результате расчетов был зафиксирован 41 потенциальный дефект. Такое количество локаций связано с малой площадью объекта. В ходе исследования возникает множество отраженных от торцевых стенок волн, которые фиксируются прибором. На текущем этапе работы следует обратить внимание на локации с наибольшей амплитудой, поскольку именно они указывают на наиболее опасные для конструкций развивающиеся дефекты. Проведенная фильтрация сигналов по указанному параметру выявила шесть локаций с наибольшими величинами амплитуды (рисунки 4.12, 4.13). В ходе фильтрации оператор задает значение процента отсека параметра локации при визуализации. Например, если амплитуда локаций менялась от 40 до 80 дБ, то при значении отсека, равном 50 %, будут показаны только локации, превышающие значение середины диапазона изменения параметра, т. е. большие, чем 60 дБ.

N	Объект	Зона	X,м	Y,м	Z,м	Ампл,дБ	ВрНап	Длит
09	02~04~03	03~04~02	0.05	0.02	0.00	18.1	1445	2445
03	02~04~03	02~03~04	-0.00	0.03	0.00	18.9	17001	22223
29	02~04~03	03~04~02	0.04	0.01	0.00	18.9	1E+5	3E+5
17	02~04~03	04~03~02	0.06	-0.00	0.00	18.4	21112	37778
08	02~04~03	02~04~03	-0.07	-0.00	0.00	19.5	52001	58778
18	02~04~03	03~04~02	0.02	0.01	0.00	17.7	8334	49001

Рисунок 4.12 – Изображение параметров рассчитанных шести локаций потенциальных дефектов при нагружении трещин 2-1 и 2-2 образца № 2 из АМг6НОП

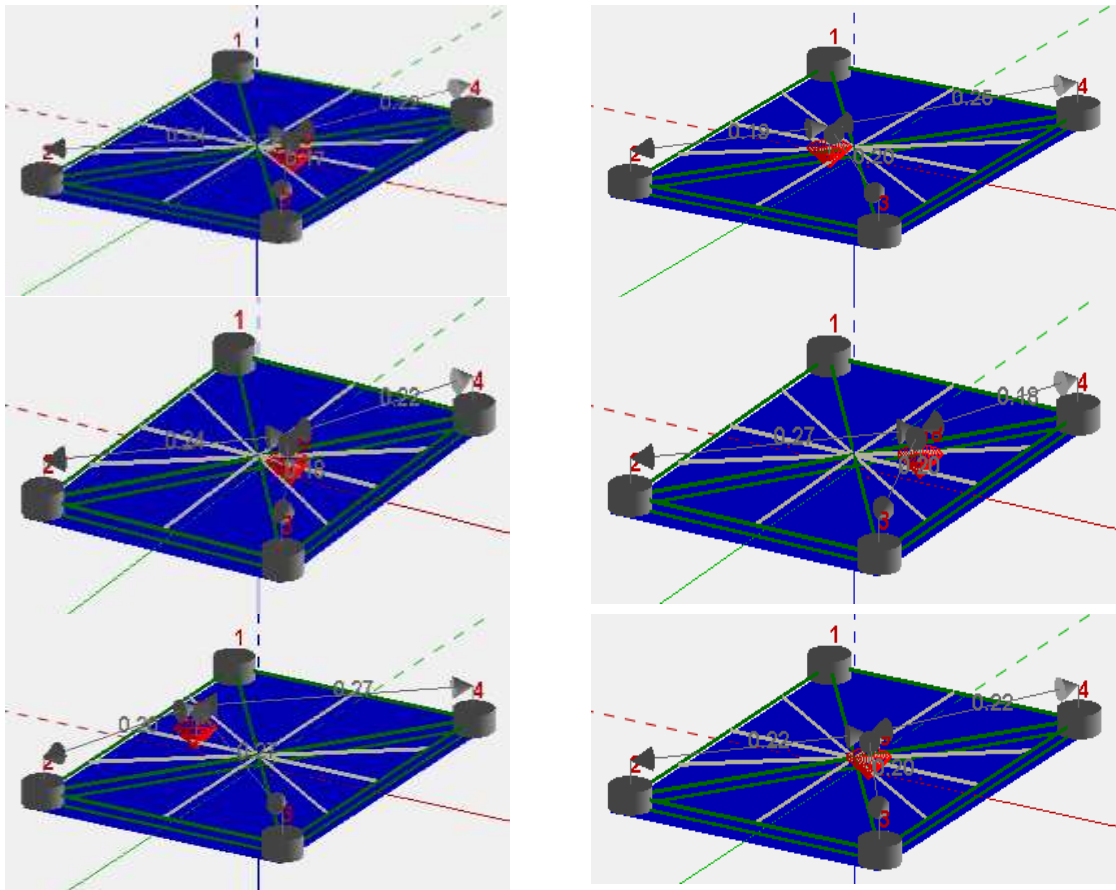


Рисунок 4.13 – Визуальное изображение рассчитанных шести локаций потенциальных дефектов при нагружении трещин 2-1 и 2-2 образца № 2 из АМг6НОП

На последнем этапе экспериментов с образцом № 2 было осуществлено нагружение трех трещин одновременно. В ходе фиксации АЭ данных был проведен расчет локаций потенциальных дефектов. На рисунке 4.14 приведены параметры пяти рассчитанных локаций, а на рисунке 4.15 визуальны показаны положения дефектов на пластине.

N	Объе...	Зона	X,м	Y,м	Z,м	Ампл,...	ВрНар	Длит
00	02~04~03	04~03~02	0.04	-0.02	0.00	15.7	1	1
01	02~01~04	04~01~02	0.03	-0.00	0.00	15.7	1	1
02	02~04~03	02~04~03	-0.05	-0.01	0.00	15.7	1	1
03	02~04~03	03~04~02	0.07	0.03	0.00	15.7	1	1
04	02~04~03	03~02~04	0.04	0.05	0.00	15.7	1	1

Рисунок 4.14 – Изображение параметров рассчитанных 5 локаций потенциальных дефектов при нагружении трех трещин одновременно образца № 2 из АМг6НОП

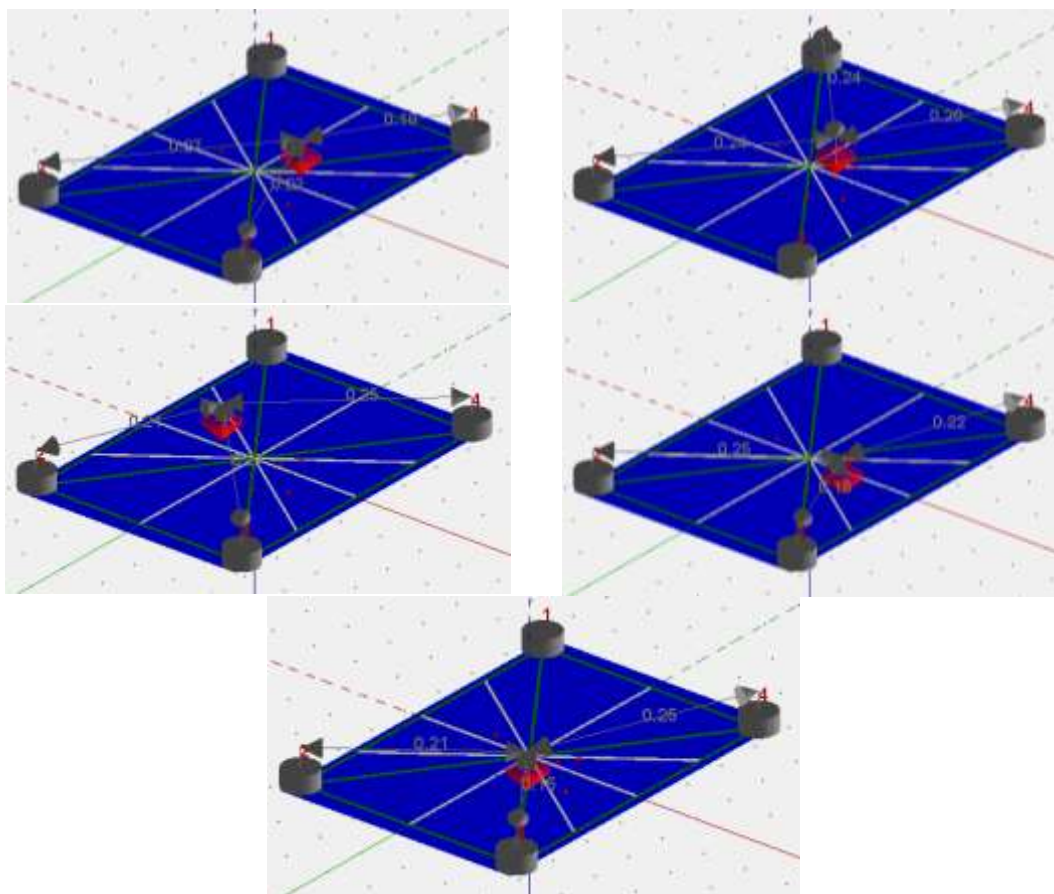


Рисунок 4.15 – Визуальное изображение рассчитанных 5 локаций потенциальных дефектов при нагружении трех трещин одновременно образца №2 из АМгбНОП

Во всех проведенных испытаниях уровень амплитуды сигнала лежит в диапазоне от 15,7 до 19,2 Дб.

4.2.2 Испытание образца № 1

В ходе испытаний определялись закономерности кинетики развития усталостных повреждений при различных значениях нагружения, частоты. На первом этапе исследования скорость нагружения составила 300 Н/с. После нагружения осуществлялась разгрузка образца до 0 кН. На рисунке 4.16 показаны графики, построенные по данным, полученным в ходе эксперимента.

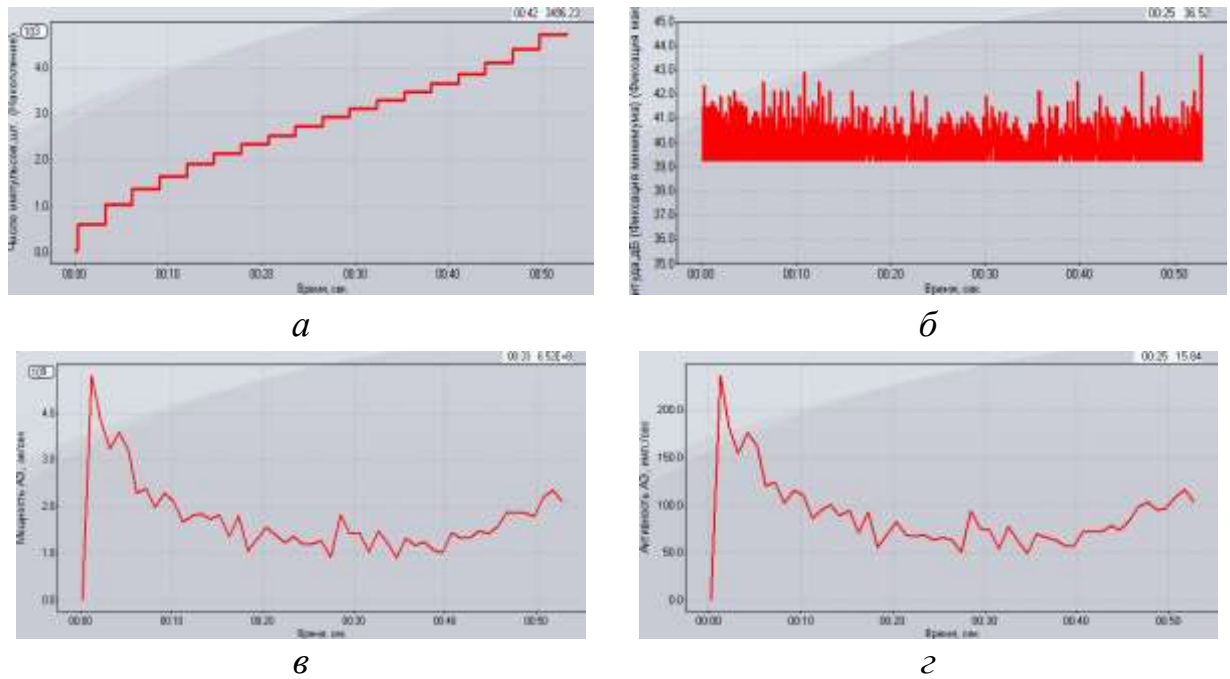


Рисунок 4.16 – Фотоснимки построенных графиков для первого этапа натурального эксперимента с образцом № 1 из АМг6НОП в ходе циклических испытаний

На втором этапе были заданы следующие параметры: частота 10 Гц, нагрузка с возрастанием от 0 кН до 5,95 кН, количество циклов – 3000. На рисунке 4.17 показаны графики, построенные по данным, полученным в ходе эксперимента.

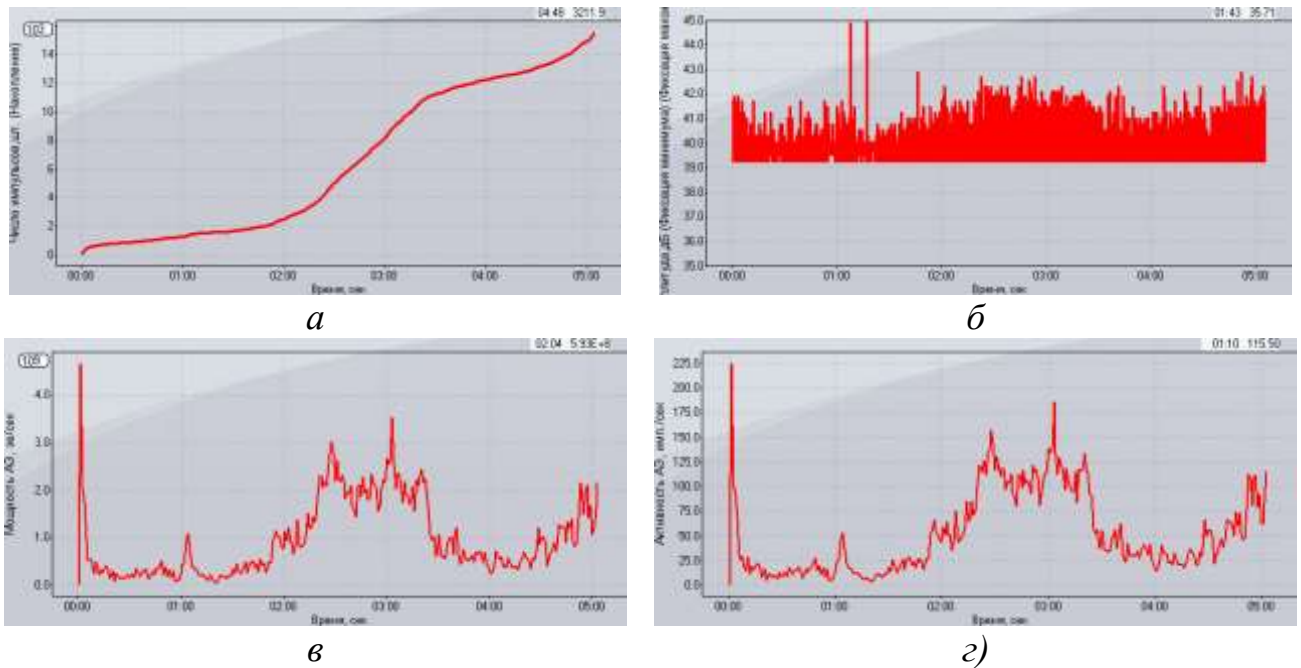


Рисунок 4.17 – Фотоснимки построенных графиков для второго этапа натурального эксперимента с образцом № 1 из АМг6НОП в ходе циклических испытаний

На третьем этапе была увеличена сила в четыре раза, а количество циклов уменьшено до 1000. На рисунке 4.18 показаны графики, построенные по данным, полученным в ходе эксперимента.

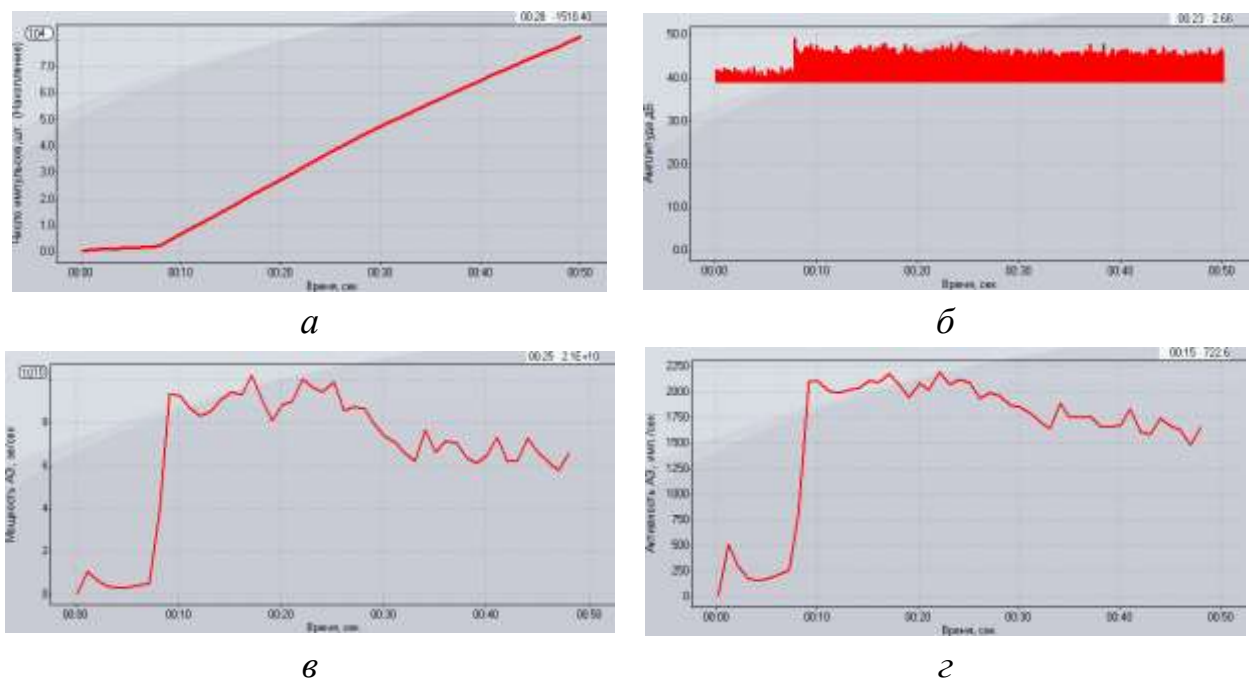


Рисунок 4.18 – Фотоснимки построенных графиков для третьего этапа натурального эксперимента с образцом № 1 из АМг6НОП в ходе циклических испытаний

4.2.3 Выводы по разделу

Проведенные испытания позволили утверждать, что метод акустической эмиссии обладает достаточной чувствительностью, чтобы регистрировать дефекты в тонкостенных элементах конструкций при моделировании условий утечки в безвоздушном пространстве во всех случаях при создании давления. Выявлено, что дефекты лоцируются при различных схемах нагружения испытательного образца (один, два и три источника нагрузки) с достаточной точностью (не превышающей ± 10 мм). Внедрение программно-аппаратного комплекса акустической эмиссии, как элемента постоянного мониторинга сплошности конструкций, в систему диагностики космических аппаратов в ПАО РКК «Энергия» им. С. П. Королева имеет большой потенциал, что подтверждается документами:

- протокол № 1 совещания по вопросу системы мониторинга целостности конструкции от 26 апреля 2024 г. утвержденный заместителем генерального конструктора, главным конструктором РОС В. Е. Кожевниковым;
- программа-методика № 1-082-24 от 15.05.24 г. «Проведение работ по исследованию возможности поиска утечек воздуха методом акустической эмиссии» утвержденная заместителем руководителя НТЦ по материаловедению ПАО РКК «Энергия» Д. Я. Давыдовым;
- техническое задание на выполнение составной части опытно-конструкторской работы «Средства мониторинга технического состояния конструкции», шифр СЧ ОКР «КК РОС».

4.3 Разработка практических рекомендаций по применению метода АЭ для создания бортового комплекса автоматизированного неразрушающего контроля космической станции РОС

4.3.1 Практические рекомендации по применению комплекса в станции РОС

Проведенное исследование подтвердило достоинства разработанного алгоритма для метода АЭ и показало его перспективность для применения в процессе мониторинга состояния элементов космической станции РОС. Проведение непрерывной АЭ-диагностики позволит с высокой точностью определять местоположение и уровень опасности развивающихся дефектов в структурных элементах станции. Для реализации внедрения подобной системы требуется проработать схемы размещения датчиков на элементах космической станции. Количество каналов, которое будет требоваться при мониторинге станции, будет зависеть от требуемой точности локализации источников звука, технических решений, принятых при разработке контролирующей аппаратуры. Следует отметить, что расчет местоположения источников звука производится по треугольникам произвольной формы. Каждый из треугольников образован линиями пересечения между датчиками (см. рисунки 1.14 и 1.15). Градация точности (количество датчиков на объекте) будет определяться по следующим параметрам:

- **прецизионный уровень локализации.** Размер стороны треугольника примерно равен 1 м. В данном варианте расстановки достигается наивысшая точность, но требуется большое количество датчиков, предусилителей, кабелей и электронных блоков;
- **стандартный уровень локализации.** Размер стороны треугольника примерно равен диапазону от 2 до 3 м. Данный вариант является оптимальным решением между точностью и количеством аппаратуры, требуемой для контроля. По сравнению с прецизионным уровнем можно добиться сокращения затрачиваемых ресурсов примерно на 60 %;

- минимальный уровень локализации. Размер стороны треугольника начинается от 4 м (включительно). Точность в локализации дефекта приближена к минимально принятым в промышленности.

На основе разработанных уровней была подготовлена таблица 4.3 с числовыми данными по выбору числа датчиков в зависимости от требуемого уровня точности.

Таблица 4.3 – Расчетное число датчиков для трех модулей станции РОС
в зависимости от требуемого уровня точности

Название модуля	Уровень точности		
	Прецизионный	Стандартный	Минимальный
ЦМ	112	41	27
ШМ	52	25	21
УУМ	16	12	12

На рисунках 4.19–4.21 приведены эскизы модулей станций и графическое отображение числа датчиков на корпусах модулей. В таблице указано количество датчиков без дублирования каналов. Рассмотрим прецизионный уровень расстановки. Его преимуществом (помимо ранее указанного) является то, что при отказе одного или нескольких каналов система продолжит качественно функционировать. Это связано с тем, что соседние датчики возьмут на себя роль вышедшего из строя, а программное обеспечение позволит динамически перестроить треугольники. Данный вариант расстановки датчиков позволяет в случае поломки датчиков избежать значительных потерь точности, поскольку только на малом участке поверхности качество локализации опустится до уровня стандартной точности локализации дефектов. Основная проблема в таком случае – одновременный выход из строя датчиков, расположенных в непосредственной близости друг к другу. В этом случае возможно появление нелоцируемых зон на поверхности модуля.



A 3D model of a propeller, showing a series of red dots distributed across its surface, representing the locations of the measurement points for the pressure coefficient.



A 3D CAD model of a mechanical component, possibly a shaft or a probe, with a complex, multi-sectioned geometry. The model is rendered in a light gray color. Numerous small red dots are distributed across the surface, representing the locations of sensors or measurement points. The component has a long, thin section on the left, a wider middle section, and a flared, conical section on the right.

A 3D CAD model of a rocket engine nozzle assembly. The model consists of a long, cylindrical throat section on the left, followed by a shorter, wider section, and then a large, flared nozzle exit cone on the right. Several small red dots are placed on the outer surface of the cylindrical sections, representing the locations of sensors or actuators. The model is shown from a perspective view, highlighting its complex geometry.

a – эскиз ЦМ; *б* – схема установки 112 датчиков на корпусе ЦМ; *в* – схема установки 41 датчика на корпусе ЦМ; *г* – схема установки 27 датчиков на корпусе ЦМ

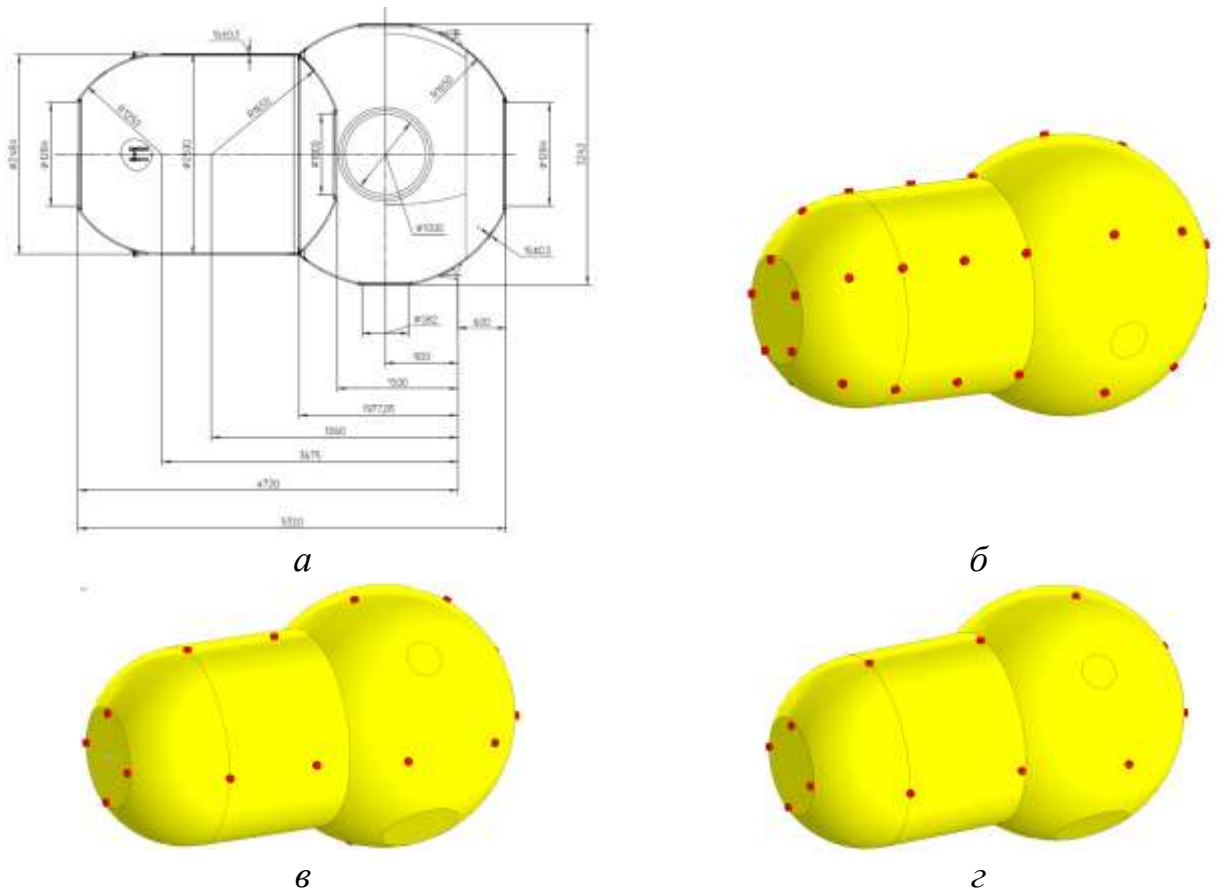


Рисунок 4.20 – Эскиз и визуальное отображение расстановки датчиков на герметичный отсек модуля ШМ орбитальной станции КК РОС:

а – эскиз ШМ; *б* – схема установки 52 датчиков на корпусе ШМ; *в* – схема установки 25 датчика на корпусе ШМ; *г* – схема установки 21 датчика на корпусе ШМ

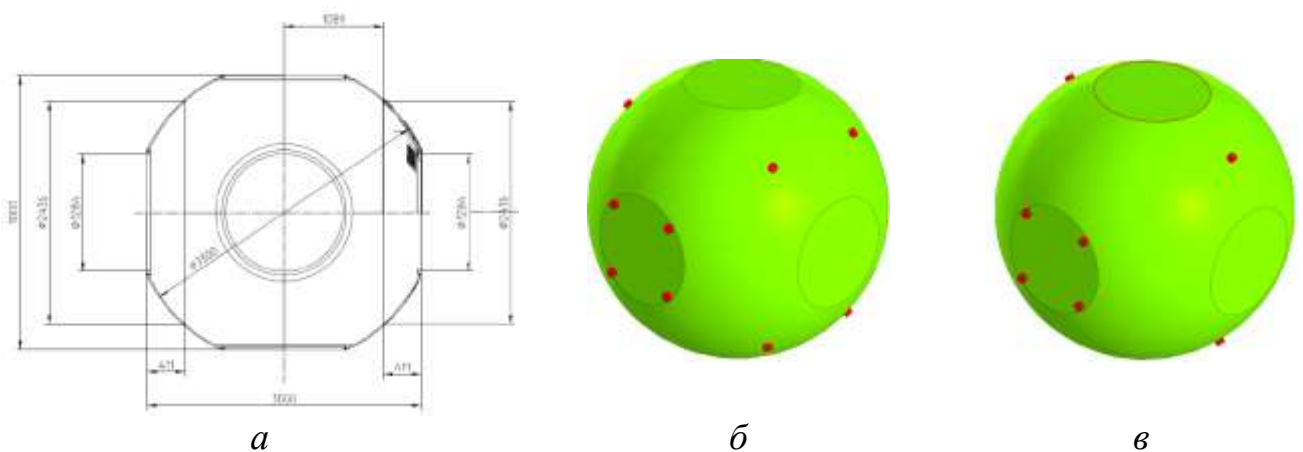


Рисунок 4.21 – Эскиз и визуальное отображение расстановки датчиков на герметичный отсек модуля УУМ орбитальной станции КК РОС:

а – эскиз УУМ; *б* – схема установки 16 датчиков на корпусе УУМ; *в* – схема установки 12 датчика на корпусе УУМ

Энергопотребление средство мониторинга составляет 5 Вт для двухканального модуля и 2 Вт для выносных предусилителей в количестве 2 шт. В дальнейшем можно проработать возможность оптимизации конфигурации датчиков, которая может состоять в программной реконфигурации путем вывода в холодный резерв ряда датчиков (с возможностью их включения). Это позволит уменьшить энергопотребление системы путем использования ограниченного количества датчиков. Введение новых алгоритмов обработки информации мониторинга состояния конструкции станции за счет секторного сканирования позволит обеспечить энергопотребление бортовой аппаратуры в 125 Вт.

4.4 Разработка практических рекомендаций по применению метода АЭ для создания бортового комплекса автоматизированного неразрушающего контроля космической станции РОС

Одной из задач диссертационной работы является создание алгоритма применения метода АЭ для контроля космической станции РОС. Алгоритм – это основной элемент радиотехнической системы, который оказывает влияние на обработку, передачу, восприятие, интерпретацию сигналов. Задание оптимального алгоритма является важным для корректной работы процессов сжатия и распаковки данных, осуществления фильтрации данных, модуляции сигналов, коррекции ошибок и т. д. Если говорить о контроле состояния конструкций, то выполняются следующие задачи: нелинейная обработка, многоскоростная обработка, адаптивная фильтрация, частотно-временной анализ, свертка сигналов, линейная фильтрация, спектральный анализ. Основываясь на вышеуказанном, рассмотрим каждый из аспектов детальнее.

4.4.1 Параметры сигналов

Фильтрация сигналов включает в себя удаление нежелательных частот или шумов для улучшения качества и четкости. Фильтры используются для разделения сигнала на различные полосы частот. Это позволяет улучшить передачу сигнала и

уменьшить помехи. Фильтры бывают разных видов: низкие/высокие, полосовые/режекторные и др. В области цифровой обработки сигналов, чрезвычайно важно фильтровать данные в части съема сигналов с акустических датчиков и передачи полученной информации в модуль обработки и управления, так как данная аппаратура работает с низкочастотными сигналами на фоне сложной помеховой обстановки.

Модуляция – это процесс изменения характеристик сигнала (амплитуда, частота или фаза) для кодирования информации. Демодуляция – это обратный процесс, когда информация извлекается из модулированного сигнала. Модуляция играет ключевую роль в беспроводной связи, так как позволяет передавать данные на большие расстояния с минимальными потерями. В области цифровой обработки сигналов в условиях космической среды указанные аспекты играют ключевые роли, поскольку датчики располагаются на больших расстояниях от модуля приема и обработки сигналов. Также следует отметить, что контролируемая конструкция имеет протяженную объемную конструкцию, находящуюся в агрессивной среде космического пространства, что вносит дополнительную нагрузку на аппаратуру.

Дискретизация – это процесс преобразования аналогового сигнала в цифровой. Достигается путем разбиения сигнала на последовательность дискретных точек во времени. Квантование – это процесс, при котором значения сигнала округляются до ближайшего уровня. Два указанных процесса играют ключевую роль при преобразовании аналоговых сигналов в цифровые, что важно для передачи и хранения данных. Эти методы в области цифровой обработки сигналов являются стандартными при проектировании современной аппаратуры любого назначения.

Сжатие данных – это процесс уменьшения объема данных без потери информации. Метод используется для уменьшения размера файлов и ускорения передачи данных. Существуют различные алгоритмы сжатия данных: JPEG, MPEG и ZIP. Методы сжатия данных в области цифровой обработки сигналов являются стандартными при проектировании современной аппаратуры любого

назначения. В данном случае применяются в аппаратуре для подготовки данных для передачи по радиоканалу на наземный пункт управления.

4.4.2 Методы обработки сигналов

Преобразование Фурье является одним из основных методов в обработке сигналов. Позволяет преобразовывать сигнал из временной области в частотную и обратно. Метод дает возможность анализировать свойства сигнала в разных частотных диапазонах. Это позволяет решать различные задачи, такие как: фильтрация, сжатие данных и т. д. Преобразование Фурье можно использовать для дискретных и непрерывных сигналов. Для дискретного сигнала, преобразование выполняется с помощью дискретного преобразования Фурье (ДПФ), которое представляет собой алгоритм быстрого преобразования Фурье (БПФ). В результате ДПФ получается набор комплексных чисел, которые представляют амплитуду и фазу каждой частотной компоненты сигнала. Для непрерывного сигнала преобразование Фурье выполняется с помощью интеграла, который называется преобразованием Фурье. Результат преобразования также представляет собой функцию, которая описывает амплитуду и фазу каждой частоты в сигнале. Важно отметить, что преобразование Фурье является обратимым, т. е. можно выполнить обратное преобразование и получить исходный сигнал из его частотного представления. Однако на практике это может быть сложно из-за ограничений на вычислительные ресурсы и точность представления чисел в компьютере. Данные методы цифровой обработки сигналов являются стандартными и применяются в бортовой аппаратуре технического контроля состояния конструкции при обработке входной информации, поступающей с датчиков.

В цифровой радиотехнике используются также другие методы обработки сигналов: например, адаптивная фильтрация для улучшения качества сигнала, вейвлет-анализ – для анализа нестационарных сигналов. Все эти методы важны для разработки эффективных систем обработки сигналов в радиоаппаратуре. В

цифровой радиотехнике также используются такие методы обработки сигналов, как:

- интерполяция и экстраполяция, используются для увеличения разрешения сигналов или предсказания будущих значений;
- адаптивная фильтрация, используется для удаления шума из сигнала или для определения характеристик сигнала в реальном времени;
- вейвлет-преобразования, используются для анализа нестационарных процессов и сигналов;
- кросскорреляция и автокорреляция, используются для определения степени взаимосвязи между двумя сигналами или для определения периодичности сигнала.

Все эти методы играют важную роль в разработке эффективных систем обработки сигналов в различных приложениях цифровой радиотехники.

4.4.3 Общая характеристика алгоритмов обработки сигналов

Алгоритмы обработки сигналов играют ключевую роль в разрабатываемой аппаратуре технического контроля состояния конструкции. Они используются для выполнения различных задач, таких как устранение шумов и помех, преобразование данных и коррекция ошибок, а также формирования пакетов данных для каналов связи. Устранение шумов и помех – один из важных аспектов обработки сигналов в измерительной аппаратуре, каковой является бортовая система контроля состояния конструкции сложной технической системы. Шумы и помехи могут существенно исказить сигнал, что приведет к неправильным выводам или сбоям в работе системы. Для устранения шумов и помех используются различные методы фильтрации, такие как частотная, временная и пространственная фильтрация. Эти методы позволяют очистить сигнал от нежелательных компонентов, сохраняя при этом его основные характеристики. Преобразование данных и коррекция ошибок – следующий этап обработки сигналов. Он включает в себя преобразование данных из одного формата в другой, а также исправление ошибок, которые могут возникнуть при передаче или

хранении информации. Для этого используются различные алгоритмы, такие как кодирование и декодирование.

Алгоритмы сжатия данных. Алгоритмы сжатия данных используются для уменьшения объема данных без потери их информативности. Существует несколько видов алгоритмов сжатия данных:

- арифметические методы сжатия, которые основаны на замене исходных данных другими, более компактными, но сохраняющими основные свойства исходных данных. Примером такого метода является метод Хаффмана, который заменяет часто встречающиеся символы короткими кодами, а редко встречающиеся – длинными кодами;
- методы сжатия с потерями, которые удаляют из исходных данных информацию, не влияющую на их основное содержание;
- методы сжатия без потерь, которые сохраняют все исходные данные без изменений, но используют более компактные форматы представления данных.

Другие алгоритмы, используемые в цифровой радиотехнике, включают в себя алгоритмы машинного обучения, статистическую обработку сигналов, а также алгоритмы оптимизации и управления. Все эти алгоритмы влияют на развитие цифровой радиотехники, позволяя создавать более эффективные и точные системы обработки сигналов, которые могут адаптироваться к изменяющимся условиям и решать сложные задачи. Однако данные алгоритмы не будут рассмотрены в данной работе, так как их применение в разрабатываемой аппаратуре не предусмотрено.

4.4.4 Анализ производительности алгоритмов

При выборе алгоритмов цифровой обработки сигналов ключевую роль играет анализ производительности вычислительной системы. В связи с этим данный подраздел посвящен общим вопросам анализа производительности алгоритмов комплекса. Несмотря на то что производительность вычислительных систем постоянно возрастает, она не может быть бесконечно большой, особенно это касается вычислительных систем, применяемых в бортовых радиотехнических

комплексах. Одним из критически важных параметров является время вычисления. Оно является ограниченным ресурсом, так же как и объем необходимой памяти. Далее введем термин «временная сложность». Под ним будет пониматься время, затрачиваемое на вычисления. В случае, когда будет подразумеваться память аппаратного устройства, введем понятие «пространственная сложность».

Простой способ оценить работу алгоритма – это посчитать количество шагов, на которые разбит алгоритм для его завершения. Это могут быть ассемблерные команды или инструкции. При добавлении одного цикла приходится умножать количество инструкций, заключенных в теле цикла, на количество итераций. В этом случае говорят, что алгоритм линейно зависит от числа итераций n . Часто этот параметр задается неявно, как размер входного массива данных. В таком случае говорят о линейной зависимости от размера данных. В случае вложенных циклов количество итераций перемножается. Если количество итераций в циклах равное, то можно говорить про квадратичную зависимость. Такие оценки работы алгоритма часто встречаются при работе с матрицами, изображениями и в других структурах, в которых необходимо обрабатывать строки и столбцы. Для понимания того, как объем данных влияет на общее время работы алгоритма, рассмотрим следующий пример. Допустим, существуют два разных алгоритма, решающих одну и ту же задачу. Первый алгоритм решает задачу за $2n^2$ команд, второй алгоритм – за $50n\log_2 n$. Попробуем сравнить время их выполнения на двух разных вычислительных системах – А и Б. Предположим также, что вычислительная система А в тысячу раз быстрее вычислительной системы Б и выполняет 10^{10} команд в секунду. Запустим первый алгоритм на вычислительной системе А, а второй – на вычислительной системе Б для $n = 10^7$. Формула для компьютера А (быстрого) будет иметь следующий вид [106–110]:

$$\frac{2 \cdot (10^7)^2 \text{ команд}}{10^{10} \text{ команд в секунду}} = 20\,000 \text{ секунд} \approx 5,5 \text{ часов.} \quad (4.1)$$

Формула для компьютера Б (медленного) будет иметь следующий вид:

$$\frac{50 \cdot 10^7 \cdot \log_2 10^7 \text{ команд}}{10^7 \text{ команд в секунду}} = 1163 \text{ секунд} \approx 19 \text{ минут.} \quad (4.2)$$

Указанные зависимости (4.1) и (4.2) показывают, что более быстрая вычислительная система с менее эффективным алгоритмом при заданных выше вводных отработает примерно за 5,5 часов. Медленная вычислительная система с более эффективным алгоритмом справится с задачей менее чем за 20 минут. Это указывает на то, что зависимость числа инструкций от входных параметров влияет намного сильнее, чем увеличение производительности вычислительной системы. В связи с этим наиболее оптимальным вариантом для разрабатываемой бортовой системы является реализация вычислительной системы на базе ПЛИС. Рост целевой функции системы $T(n)$ может использовать различные подходы [111–112]:

- константное (время работы не зависит от n);
- логарифмическое ($\log n$, двоичный поиск);
- линейное (n , поиск максимального значения);
- квазилинейное ($n \log n$, большинство эффективных сортировок);
- квадратичное (n^2 , обход значений матрицы);
- полиномиальное (n^c для $c > 1$);
- экспоненциальное (c^n для $c > 1$);
- факториальное ($n!$).

При определенном наборе данных алгоритм может иметь разную временную сложность. К примеру, простая реализация сортировки работает за квадратичное время n^2 для всех входных данных. Однако при модификации, которая проверяет, что входной массив данных уже отсортирован, достаточно одного прохода по всем элементам. Другими словами, если запустить сортировку для отсортированного массива, что будет являться лучшим случаем, алгоритм выполнится за линейное время. В таком случае говорят, что алгоритм работает за линейное время в лучшем и за квадратичное время в худшем случае. Иногда

посчитать работу алгоритма в худшем или лучшем случае не представляется возможным. Тогда для оценки скорости роста функции применяют подсчет в среднем. Для выполнения подсчета используется вероятностный анализ алгоритма. Суть заключается в определении всех вероятностей получить на вход какие-то входные значения заданного размера n , после чего рассчитывается математическое ожидание соответствующей случайной величины как сумма произведения времени работы определенного набора величин на его вероятность. Далее рассмотрим пример. Обозначим время работы некоторого алгоритма A , на вход которого подается вход x , как $C_A(x)$. Для определения среднего случая рассмотрим конечное множество $X_n = \{x: ||x|| = n\}$ входов размеров n . Предположим, что каждому входу $x \in X_n$ приписана вероятность $P_n(x)$. На заданном таким образом вероятностном пространстве сложностью в среднем называют математическое ожидание соответствующей случайной величины, показанное в формуле:

$$T_A(n) = \sum_{x \in X_n} C_A(x) P_n(x). \quad (4.3)$$

Среднее время работы для алгоритма двоичного (бинарного) поиска можно определить следующим образом. Пусть вероятность найти элемент на первом шаге равна $1/n$, где n – длина отсортированной последовательности. Если на первом шаге элемент не найден, то вероятность найти его в подпоследовательности размером $n/2$ равна $2/n$, в подпоследовательности размером $n/4$ – соответственно $4/n$. Тогда вероятность обнаружить элемент на i -м шаге будет $2^{i-1}/n$. Максимум таких шагов может быть $\log_2 n$, тогда среднее количество шагов которое нужно сделать для того, чтобы найти элемент, будет вычисляться:

$$T(n) = \sum_{x=1}^{\log_2 n} i \frac{2^{i-1}}{n} = \frac{1}{n} \sum_{x=1}^{\log_2 n} i 2^{i-1}, \quad (4.4)$$

$$\sum_{x=1}^{\log_2 n} i 2^{i-1} = n \log_2 n - n + 1, \quad (4.5)$$

$$T(n) = \frac{n \log_2 n - n + 1}{n} \approx \log_2 n. \quad (4.6)$$

Далее рассмотрим асимптотический анализ. Расчет значений с точными коэффициентами является сложным, а иногда и невозможным. В этом случае удобно абстрагироваться от некоторых деталей. Допустим, что для некоторого алгоритма среднее время работы можно выразить полиномом второй степени. Несомненно, было бы удобно упростить его чтобы: не учитывать информацию, которая несильно влияет на итоговую формулу; легко было оценивать время работы; легко было сравнивать алгоритмы между собой. Для этого можно использовать вместо точной оценки временной сложности ее асимптотическую оценку, которая может быть выражена одной из трех греческих букв: Θ , O , Ω .

$\Theta(g(n))$ – асимптотически точная граница. Тогда для такой функции $g(n)$ это обозначение будет означать множество таких функций (рисунок 4.22) [113]:

$$\Theta(g(n)) = \left\{ f(n): \begin{array}{l} \text{существуют положительные} \\ \text{константы } c_1, c_2 \text{ и } n_0, \text{ такие, что} \\ 0 \leq c_1 g(n) \leq f(n) \leq c_2 g(n) \text{ для всех } n \geq n_0 \end{array} \right\}. \quad (4.7)$$

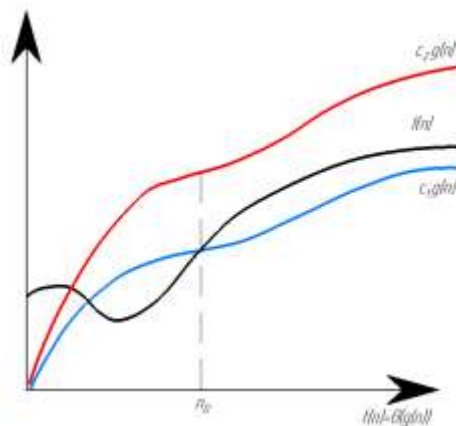


Рисунок 4.22 – График зависимости асимптотических оценок для трех случаев

Другими словами, эту оценку можно применять ко всем функциям, которые оказываются стиснутыми между красным и синим графиками. На изображении видно, что эти графики являются одной и той же функцией, взятой с разным коэффициентом. Также эти функции могут вести себя иначе до некоторого значения n_0 .

$O(g(n))$ – асимптотически верхняя граница, для которой все функции будут находиться ниже. Более формально данное выражение принимает вид, показанный в формуле (4.8) и на рисунке 4.23.

$$O(g(n)) = \left\{ f(n): \text{существуют положительные константы } c \text{ и } n_0, \text{ такие, что } 0 \leq f(n) \leq cg(n) \text{ для всех } n \geq n_0 \right\}. \quad (4.8)$$

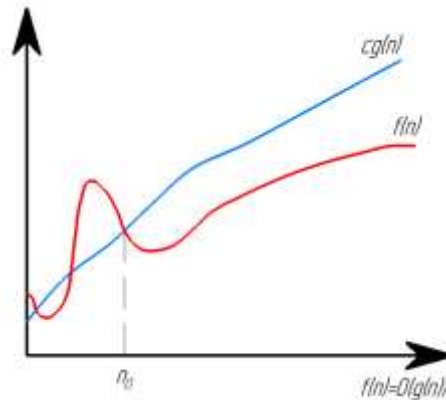


Рисунок 4.23 – График зависимости для асимптотической верхней границы, для которой все функции будут находиться ниже

$\Omega(g(n))$ – асимптотически нижняя граница, для которой все функции будут находиться выше. Более формально данное выражение принимает вид, показанный в формуле (4.9) и на рисунке 4.24.

$$\Omega(g(n)) = \left\{ f(n): \text{существуют положительные константы } c \text{ и } n_0, \text{ такие, что } 0 \leq cg(n) \leq f(n) \text{ для всех } n \geq n_0 \right\}. \quad (4.9)$$

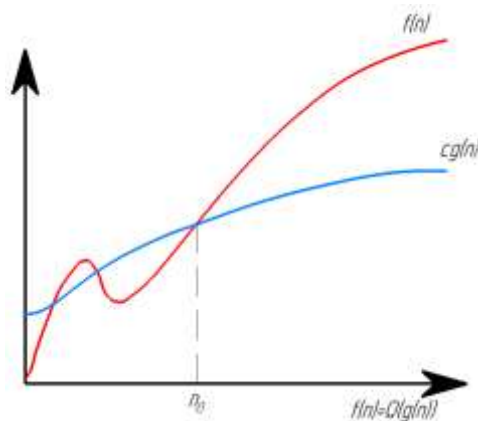


Рисунок 4.24 – График зависимости для асимптотической верхней границы,

для которой все функции будут находиться ниже

Далее рассмотрим свойства асимптотических функций. Первым свойством для рассмотрения является транзитивность [114–115]:

- из $f(n) = \Theta(g(n))$ и $g(n) = \Theta(h(n))$ следует $f(n) = \Theta(h(n))$;
- из $f(n) = O(g(n))$ и $g(n) = O(h(n))$ следует $f(n) = O(h(n))$;
- из $f(n) = \Omega(g(n))$ и $g(n) = \Omega(h(n))$ следует $f(n) = \Omega(h(n))$.

Вторым свойством для рассмотрения является рефлексивность:

- $f(n) = \Theta(f(n))$;
- $f(n) = O(f(n))$;
- $f(n) = \Omega(f(n))$.

Третьим свойством для рассмотрения является симметрия:

- $f(n) = \Theta(g(n))$ тогда и только тогда, когда $g(n) = \Theta(f(n))$.

Последнее рассматриваемое свойство – перестановочная симметрия:

- $f(n) = O(g(n))$ тогда и только тогда, когда $g(n) = \Omega(f(n))$.

4.4.5 Оценка работы рекурсивных алгоритмов

Рекурсивными являются такие алгоритмы, которые в ходе работы могут вызывать сами себя с другими аргументами. Обычно размер данных для обработки при этом уменьшается. Это свойство лежит в основе концепции «разделяй и властвуй», для которой можно выделить три основных шага: разделение задачи на несколько подзадач; обработка подзадач путем их рекурсивного решения (если размеры подзадач малы, то такие подзадачи решаются непосредственно); комбинирование подзадач в решение исходной задачи.

Рассмотрим в качестве примера работу двоичного поиска. Пусть время работы будет константным, если $n = 1$, либо суммой времени работы подзадачи и собственных задач. В задаче двоичного поиска к собственным задачам относятся, например, получение элемента по нужному индексу, сравнение его с искомым элементом, определение, какую из двух половин выбрать для дальнейшего

поиска. Подзадача на каждом шаге уменьшается вдвое. Вышеописанное можно выразить в виде рекуррентного соотношения согласно формуле:

$$T(n) = \begin{cases} \Theta(1), & \text{when } n = 1, \\ T\left(\frac{n}{2}\right), & \text{when } n > 1. \end{cases} \quad (4.10)$$

Существуют разные методы для определения общего времени работы рекурсивных алгоритмов: метод подстановки, дерево рекурсии, мастер-теорема. Рассмотрим каждый из методов подробнее и начнем с метода подстановки.

4.4.6 Метод подстановки

Суть метода подстановки заключается в попытке «догадаться», как будет выглядеть оценка функции, после чего методом индукции проверить ее на правильность. Покажем это для двоичного поиска, для которого известно, что $T(n) = T(n/2) + (1)$. Сначала докажем, что в индукции срабатывает переход от предыдущего значения к следующему. Допустим, что $T(n) = O(\log_2 n)$. Тогда необходимо показать, что $T(n) \leq c(\log_2 n)$ для правильно подобранного значения $c > 0$.

Предположим, что это ограничение уже верно для всех значений $m < n$. Например, для $m = n/2$, тогда $T(n/2) \leq c \log_2(n/2)$. Подставляя в исходное рекуррентное соотношение, получаем формулу:

$$\begin{aligned} T(n) &= T(n/2) + \Theta(1) \leq c \cdot \log_2(n/2) + d = \\ &= c \cdot \log_2 n - c + d \leq c \cdot \log_2 n. \end{aligned} \quad (4.11)$$

Последнее неравенство выполняется при $c \geq 1$ и $d \leq c$. А значит, шаг индукции доказан. Теперь необходимо найти базис индукции. Поскольку $T(1) = d$, а $c \log_2 1 = 0$ для любого c , выражение $T(1) \leq c \log_2 1$ не является истиной и не может быть базой, если $d > 0$. Воспользуемся тем, что для асимптотических оценок достаточно найти n_0 , при котором соотношение становится верным:

$$\begin{aligned} T(1) &= d, c \cdot \log_2 1 = 0 \Rightarrow d \leq 0, \\ T(2) &= 2d, c \cdot \log_2 2 = c \Rightarrow 2d \leq c, \\ T(4) &= 3d, c \cdot \log_2 4 = 2c \Rightarrow 3d \leq 2c. \end{aligned} \quad (4.12)$$

При выполнении условия $n_0 = 2$, тогда при $c = 2d$ индукция будет доказана.

4.4.7 Метод дерева рекурсий

В методе дерева рекурсии все вызовы изображаются в виде дерева, для каждого вызова определяется его стоимость, после чего достаточно будет посчитать сумму всех стоимостей. Рассмотрим дерево рекурсии для двоичного поиска. В нем каждый узел, начиная с корневого, будет порождать только одну ветвь работы алгоритма: алгоритм выбирает либо левую, либо правую половину. Всего таких разбиений будет $\log_2 n$, так как при каждом разбиении размер входных данных уменьшается вдвое. Показать это можно, определив, что на k -м вызове функции размер входных данных уменьшится ровно в $n/2^k$. Если зафиксировать, что на этом шаге размер данных равен 1, то, решив уравнение, получим: $n = 2^k \Rightarrow k = \log_2 n$, где k – последний шаг рекурсии и высота дерева. Просуммировав стоимость каждой операции d k раз, определим, что:

$$T(n) = d \cdot \log_2 n = \Theta(\log_2 n). \quad (4.13)$$

Рассмотрим другой пример, где стоимость каждого узла линейно зависит от размера данных, а каждая задача разбивается на 4 подзадачи, в каждую из которых уходит половина данных. Тогда на i -м уровне получаем стоимость обработки подзадачи как $4^i \frac{cn}{2^i}$. Высота дерева напрямую зависит от того, как быстро уменьшается количество данных. В данном случае на каждом уровне количество данных в 2 раза меньше, а следовательно, высота дерева будет ограничена $\log_2 n$. Тогда, просуммировав все элементы, получим, что:

$$T(n) = cn(2n - 1) = \Theta(n^2). \quad (4.14)$$

Мы рассмотрели простые случаи, но в реальности деревья могут делиться не на равные части, например, рекуррентное соотношение может выглядеть так:

$$T(n) = 3T\left(\frac{n}{5}\right) + 2T\left(\frac{n}{4}\right) + T\left(\frac{n}{3}\right). \quad (4.15)$$

4.4.8 Метод мастер-теоремы

Самым простым методом определения времени работы считается использование мастер-теоремы. Суть метода в том, что рекуррентное соотношение можно представить в общем виде как:

$$T(n) = aT\left(\frac{n}{b}\right) + f(n), \quad (4.16)$$

где $a \geq 1$ – количество подзадач, на которое делится исходная подзадача;

$b > 1$ – во сколько раз уменьшается количество данных при вызове функции;

$f(n)$ – заданная функция работы по обработке 1 вызова метода рекурсии.

Далее ответ зависит от одного из трех случаев, с помощью которого асимптотические оценки определяются достаточно просто, если:

- $f(n) = O(n^{\log_b a - \epsilon})$ для некоторого $\epsilon > 0$, то $T(n) = \Theta(n^{\log_b a})$;
- $f(n) = \Theta(n^{\log_b a})$, то $T(n) = \Theta(n^{\log_b a} \log_2 n)$;
- $f(n) = \Omega(n^{\log_b a + \epsilon})$ для некоторого $\epsilon > 0$, то $af\left(\frac{n}{b}\right) \leq cf(n)$ для некоторой $c < 1$, то $T(n) = \Theta(f(n))$.

Рассмотрим применение мастер-теоремы для двоичного поиска:

$$T(n) = T\left(\frac{n}{2}\right) + d. \quad (4.17)$$

Поскольку $d = \Theta(n^{\log_2 1}) = \Theta(n^0) = \Theta(1)$, то срабатывает второе правило мастер-теоремы и ответом является:

$$T(n) = \Theta(n^{\log_2 1} \log_2 n) = \Theta(\log_2 n). \quad (4.18)$$

Приведем другой пример, рассмотренный ранее. Пусть:

$$T(n) = 4T\left(\frac{n}{2}\right) + kn. \quad (4.19)$$

Попробуем применить третье правило мастер-теоремы, где $a = 4$, $b = 2$, и проверить утверждение, что $f(n) = \Omega(n^{\log_2 4 + \epsilon})$. Но, поскольку функция kn не может быть оценена снизу, т. е. $kn \neq \Omega(n^{\log_2 4 + \epsilon})$ для любого $\epsilon > 0$, то это правило не может быть применено. Попробуем применить второе правило мастер-теоремы, тогда: $f(n) = \Omega(n^{\log_2 4 + \epsilon})$, но и в этом случае оно не работает, т. к.

$kn \neq \Theta(n^2)$. Рассмотрим первое правило $f(n) = O(n^{\log_2 4 - \epsilon})$. В этом случае $kn = O(n^{2-\epsilon})$ при $0 < \epsilon \leq 1$. Тогда $T(n) = \Theta(n^{\log_b a}) = \Theta(n^2)$.

Вывод

В рамках данного раздела разработана методика проведения неразрушающего контроля (с помощью нового бортового комплекса) элементов конструкции орбитальной космической станции. Методика разработана для модулей ЦМ, ШМ, УУМ. При этом проработаны три уровня контроля (прецизионный уровень локализации, стандартный уровень локализации, минимальный уровень локализации), отличающиеся в зависимости от степени точности и надежности. Наивысшим уровнем точности и надежности обладает прецизионная схема, но, с другой стороны, она является наиболее энергозатратной и обладает высокой стоимостью. Оптимальным соотношением в качестве, точности и затрачиваемых ресурсах обладает стандартная схема.

Изучены основные методики уменьшения энергопотребления радиотехнических систем и предложена оптимизация конфигурации датчиков, которая состоит в программной реконфигурации путем вывода в холодный резерв ряда датчиков.

Проанализированы основные параметры, алгоритмы, методы, влияющие на качество сигнала и производительность бортовой аппаратуры. Выявлено, что зависимость числа инструкций от входных параметров влияет намного сильнее на время вычисления, чем увеличение производительности вычислительной системы. Это указывает на актуальность разработки бортовой системы с реализацией вычислительной системы на базе ПЛИС.

На заключительном этапе проведена разработка алгоритма для обработки массива данных бортового комплекса. Разработаны модели: асимптотического, рекурсивного анализа, метода мастер-теоремы, метода подстановки и метода дерева рекурсий – для оценки эффективности разработанного алгоритма.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе на основе результатов научного исследования предложено решение актуальной научной задачи – повышение уровня безопасности и продление жизненного цикла использования элементов конструкции орбитальных станций путем разработки алгоритма расчёта локации дефекта, адаптированного к задачам мониторинга целостности конструкций космических аппаратов и практических рекомендаций по применению методики и программно-аппаратного комплекса.

На основании проведенных исследований получены научные результаты:

1. Получена база экспериментальных данных о возникновении и развитии дефектов в структуре алюминиевых сплавов в процессе трещинообразования при акустико-эмиссионном сопровождении, подтверждающая корреляционную зависимость между параметрами изменения механических свойств алюминиевых сплавов и изменением сигналов акустической эмиссии. Выявлено, что для всех типов дефектов (сквозных, ударных, искусственных) характерна ранняя кластеризация АЭ-событий при напряжениях ниже 30 % от предела прочности материала. Был сделан вывод о том, что для эксплуатируемых конструкций критическое значение имеет скорость накопления кумулятивной энергии: превышение порога в $5 \cdot 10^8$ условных единиц за три последовательных цикла нагружения требует немедленного диагностирования. Была разработана корреляционная модель взаимосвязи между параметрами Ra-value и амплитудой, отражающая степень близости объекта исследования к разрушению.

2. Расчетно-эмпирическим путем выявлено, что поиск точки минимума функции нескольких переменных для вычисления локации источника АЭ сводится к поиску подходящего приближенного метода решения такой задачи. Анализ методов одномерного поиска локаций, сопряженных направлений, ме сопряженных направлений Пауэлла, метода Ньютона, метода Дэвидона – Флетчера – Пауэлла – показал, что последний метод обладает наибольшим потенциалом для вычисления локации источников сигналов АЭ поскольку

обеспечивает погрешность локализации не более 10%, сокращает количество вычислительных циклов на 30% по сравнению с альтернативными методами, работает корректно и выдаёт точные результаты, даже если характеристики сигнала меняются — например, из-за помех, шумов, изменений амплитуды, частоты или других параметров. На его основе были разработаны математическая модель и алгоритм действий по расчету локации дефекта (источника сигнала АЭ), состоящий из четырех шагов для определения возможных ударных (внешних) воздействий и определения утечки воздуха через дефект (трещину) при постоянном мониторинге состояния бортовым комплексом неразрушающего контроля.

3. Подтверждена высокая эффективность алгоритма и математической модели, внедренной в программно-аппаратный комплекс неразрушающего контроля в условиях, приближённых к реальной эксплуатации, — за счёт проведения натурных испытаний на производственной базе ПАО РКК «Энергия» им. С. П. Королева с внедрением разработанной математической модели и алгоритма локализации. Получены показатели эффективности прибора: погрешность локализации источников АЭ-сигналов — не более 10%; точность определения утечки воздуха через дефект (трещину) в корпусе — не более 15% от максимального расстояния между двумя ближайшими к месту утечки датчиками; время реакции системы на превышение критического порога кумулятивной энергии — не более 0,5 с. На основе результатов испытаний разработан алгоритм применения комплекса для мониторинга целостности конструкций орбитальной станции в условиях орбитальной эксплуатации и предложены оптимальные схемы расстановки датчиков АЭ на элементах конструкции, обеспечивающие максимальную чувствительность и достоверность контроля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. – Москва : Стандартинформ, 2011. – 23 с.
2. ГОСТ 18353-79. Контроль неразрушающий. Классификация видов и методов. – Москва : Стандартинформ, 1979. – 12 с.
3. Горбунов, В. И. Развитие средств и методов радиационного неразрушающего контроля материалов и изделий / В. И. Горбунов // Известия Томского ордена Октябрьской Революции и ордена Трудового Красного Знамени политехнического института имени С. М. Кирова. – 1975. – Т. 280. – С. 3–9.
4. Назипов, Р. А. Основы радиационного неразрушающего контроля / Р. А. Назипов, А. С. Храмов, Л. Д. Зарипова. – Казань : Казанский государственный университет, 2008. – 66 с.
5. ГОСТ 7512-82. Контроль неразрушающий. Соединения сварные. Радиографический метод. – Москва : Стандартинформ, 2002. – 18 с.
6. Неразрушающий контроль : справочник. В 7 т. Т. 6, Кн. 1 : Магнитные методы контроля / под общей редакцией В. В. Клюева. – Москва : Машиностроение, 2004. – 832 с.
7. Аркадьев, В. К. О развитии теоретических основ дефектоскопии / В. К. Аркадьев // Известия Академии наук СССР, Отдел технических наук. – 1937. – № 2. – С. 233–240.
8. Янус, Р. И. Магнитная дефектоскопия / Р. И. Янус. – Москва – Ленинград : ОГИЗ, Гостехиздат, 1946. – 172 с.
9. Otto, A. Elektromagnetisches Verfahren zur Prufung von Drahtseilen / A. Otto // Gluckauf. – 1933. – № 69. – S. 471–475.
10. Nondestructive testing handbook / Robert C. McMaster (ed.). – ASNT, 1959.
11. Патент 11371 СССР, Класс 42к, 4606. Способ и устройство для испытания металлов / С. Е. Соколов. – № 23246 ; заявл. 02.02.1928 ; выд. 30.09.1929. – 2 с.

12. Sokoloff, S. Zur Frage der Fortpflanzung ultra-akustische Schwingungen in verschiedenen Korpern / S. Sokoloff // Elektr. Nachr. Techn. – 1929. – Bd 6, H. 11. – S. 454–460.

13. Соколов, С. Я. Ультраакустические колебания и их применение / С. Я. Соколов // Заводская лаборатория. – 1935. – № 7. – С. 527–538. – ISSN 1028-6861.

14. ОСТ 5430019-83. Контроль неразрушающий. Порядок применения методов и средств неразрушающего контроля при эксплуатации и ремонте авиационной техники гражданской авиации. Общие положения. – Москва : Стандартиформ, 1984. – 23 с.

15. ГОСТ Р 56474–2015. Системы космические. Контроль неразрушающий физико-механических свойств материалов и покрытий космической техники методом динамического индентирования. Общие требования. – Москва : Стандартиформ, 2016. – 17 с.

16. ГОСТ 58399–2019. Контроль неразрушающий. Методы оптические. Общие требования. – Москва : Стандартиформ, 2019. – 15 с.

17. ГОСТ 56512–2015. Контроль неразрушающий. Магнитопорошковый метод. Типовые технологические процессы. – Москва : Стандартиформ, 2016. – 60 с.

18. ГОСТ Р 55724–2013. Контроль неразрушающий. Соединения сварные. Методы ультразвуковые. – Москва : Стандартиформ, 2014. – 27 с.

19. ГОСТ Р ИСО 15549–2009. Контроль неразрушающий. Контроль вихретоковый. Основные положения. – Москва : Стандартиформ, 2011. – 12 с.

20. ГОСТ Р 52727–2007. Техническая диагностика. Акустико-эмиссионная диагностика. Общие требования. – Москва : Стандартиформ, 2007. – 16 с.

21. Research of the possibility of applying the acoustic emission method in searching for internal defects in materials and structures / I. Sobolev, D. Azanov, D. Dityatev [et al.] // AIP Conference Proceedings. – AIP Publishing, 2024. – Vol. 3154. – Article no. 020021. – DOI 10.1063/5.0201642.

22. Инновационный метод акустической эмиссии в обеспечении качества изделий машиностроения / И. А. Соболев, М. С. Рожков, Д. А. Азанов, А. Д.

Шматко // Машиностроение: инновационные аспекты развития : материалы Международной научно-практической конференции. – Санкт-Петербург : НИЦ МС, 2024. – № 7. – С. 85. – DOI 10.26160/2618-6810-2024-7.

23. Исследование качества полых корпусных деталей, полученных холодной штамповкой, методом акустической эмиссии / И. А. Соболев, Н. А. Бунина, Е. Ю. Максимович [и др.] // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2022. – Вып. 7. – С. 269–274. – DOI 10.24412/2071-6168-2022-7-269-274.

24. Разработка бортового комплекса неразрушающего контроля конструкции летательного аппарата методом акустической эмиссии / Е. Ю. Ремшев, И. А. Соболев, А. И. Олехвер, В. Ю. Лукичев // Noise Theory and Practice. – Санкт-Петербург : ООО «ИАК», 2021. – Т. 7, № 2 (24). – С. 65–82. – eISSN 2412-8627. – EDN YWXWJR.

25. Study of the Effect of Cyclic Loading on the Structure and Mechanical Properties of Materials / I. Sobolev, P. Ermolenkov, M. Kalugina [et al.] // V International Conference on Advanced Technologies in Aerospace, Mechanical and Automation Engineering (MIST Aerospace-V-2023). – 2023.

26. Разработка бортового комплекса для неразрушающего контроля летательных аппаратов методом акустической эмиссии / И. А. Соболев, Д. В. Дитятев, В. Ю. Лукичев [и др.] // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – № 5. – С. 544–548. – DOI 10.24412/2071-6168-2023-5-544-545.

27. The effect of stacking fault energy on acoustic emission in pure metals with face-centered crystal lattice / A. Danyuk, D. Merson, I. Yasnikov [et al.] // Letters on Materials. – 2017. – Vol. 7 (4). – P. 437–441. – DOI 10.22226/2410-3535-2017-4-437-441.

28. Kaiser, J. Erkenntnisse und Folgerungen aus der Messung von Geräuschen bei Zugbeanspruchung von metallischen Werkstoffen / J. Kaiser // Archiv für das Eisenhüttenwesen. – 1953. – Vol. 24, No. 1-2. – S. 43–45.

29. Dunegan, H. Li. Detection of Fatigue Crack Growth by Acoustic Emission Techniques / H. Li. Dunegan, D. O. Harris, A. S. Tetelman // Proc. Symp. Nondestructive Evaluation of Components & Materials in Aerospace Weapons Systems & Nuclear Application 7th / American Society for Nondestructive Testing and Southwest Research Institute. – San Antonio, Texas, 1969. – P. 20–31.

30. Anderson, T. T. Acoustic Boiling Detection in Reactor Vessels / T. T. Anderson, T. A. Gate // 15th Nuclear Science Symposium, October 23–25. – Montreal, Canada, 1968.

31. Schofield, B. H. Acoustic Emissions Under Applied Stress / B. H. Schofield ; Aeronautical Research Laboratory, Office of Technical Services, U. S. Department of Commerce. – Washington, D.C., Report ARL-150 U961.

32. Грешников, В. А. Акустическая эмиссия / В. А. Грешников, Ю. Б. Дробот. – Москва : Издательство стандартов, 1976. – 276 с.

33. Тутнов, А. А. Диагностика разрушения на основе регистрации и анализа акустических и электромагнитных волн. Обзор / А. А. Тутнов, И. А. Тутнов. – Москва : ЦНИИАтоминформ, 1988. – 72 с.

34. Бартенев, О. А. Применение акустической эмиссии в механических испытаниях. Обзор / О. А. Бартенев, Ю. И. Фадеев // Заводская лаборатория. – 1990. – № 1. – С. 34–39. – ISSN 1028-6861.

35. Акустическая диагностика и контроль на предприятиях топливно-энергетического комплекса / В. М. Баранов, А. И. Гриценко, А. М. Карасевич [и др.]. – Москва : Наука, 1998. – 304 с.

36. Неразрушающий контроль : справочник. В 7 т. Т. 7. В 2 кн. Кн. 1 : Метод акустической эмиссии / В. И. Иванов, И. Э. Власов / под общей редакцией В. В. Ключева. – Москва : Машиностроение, 2005. – 829 с.

37. Сагайдак, А. И. Отечественные нормативные документы по применению метода акустической эмиссии в строительстве. Перспективы дальнейшей стандартизации / А. И. Сагайдак, Е. С. Боровкова // Бетон и железобетон. – 2021. – № 5–6 (607–608). – С. 52–59.

38. Особенности применения метода акустической эмиссии при мониторинге мостовых конструкций / В. В. Бардаков, В. А. Барат, Д.А. Терентьев [и др.] // Контроль. Диагностика. – 2016. – № 1. – С. 32–39. – DOI 10.14489/td.2016.01.pp.032-039.

39. Костенко, П. П. Проблемы мониторинга мостовых сооружений методом акустической эмиссии / П. П. Костенко // Радиотехника, электротехника и энергетика : тезисы докладов Двадцать второй Международной научно-технической конференции студентов и аспирантов. В 3 т. Т. 1. – Москва : Издательский дом МЭИ, 2016. – С. 310.

40. Фирсов, А. А. Алгоритм повышения точности локации при корреляционном течеискании, основанный на анализе функции фазы взаимного спектра / А. А. Фирсов, Д. А. Терентьев // Контроль. Диагностика. – 2014. – № 8. – С. 23–27. – DOI 10.14489/td.2014.08.pp. 023-027.

41. Бородин, Ю. П. Контроль трубопроводов теплосетей интегрально-акустическим методом / Ю. П. Бородин, А. А. Фирсов, Д. А. Терентьев // Новости теплоснабжения. – 2013. – № 3. – С. 48–51. – ISSN 1609-4638.

42. Патент RU2265817C2. Российская Федерация. G01 M3/24, G01 N29/14. Способ контроля технического состояния резервуаров / В. В. Лещенко, В. И. Винокуров, В. Г. Харебов. – № 2003115728/28 ; заявл. 28.05.2003 ; опубл. 10.12.2005, Бюл. № 34. – 6 с.

43. Patent WO 2017/099852 A1. PCT/US2016/046919. Detection and monitoring of changes in metallic structures using multimode acoustic signals / Alp T. Findikoglu, Dipen N. Sinha, Daniel R. Chapman. – Application no. US15/751; appl. 08/12/2016; publ. 08/18/2015. – 52 p.

44. Шанявский, А. А. Диагностика усталости авиационных конструкций акустической эмиссией / А. А. Шанявский, М. Д. Банов, Н. Н. Беклемишев. – Москва : Издательство МАИ, 2017. – 188 с. – ISBN 978-5-4316-0405-8.

45. Шанявский, А. Л. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях : монография / А. Л.

Шанявский. – Уфа : Издательство научно-технической литературы «Монография», 2003. – 803 с. – ISBN 5-94920-015-2.

46. Лавров, Б. А. Нагрузки, действующие на самолет / Б. А. Лавров. – Куйбышев : Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1979. – 43 с.

47. Пузин, Ю. Я. Основы устройства и эксплуатации космических комплексов / Ю. Я. Пузин, С. Л. Сафронов. – Самара : Издательство Самарского университета, 2022. – 236 с. – ISBN 978-5-7883-1768-7 : 120 экз.

48. Оглезнева, Л. А. Акустические методы контроля и диагностики. Часть II / Л. А. Оглезнева, А. Н. Калиниченко. – Томск : Издательство Томского политехнического университета, 2009. – 292 с.

49. Бехер, С. А. Основы неразрушающего контроля методом акустической эмиссии / С. А. Бехер, А. Л. Бобров. – Новосибирск : Издательство СГУПС, 2013. – 144 с. – ISBN 978-5-93461-613-8.

50. Биргер, И. А. Техническая диагностика / И. А. Биргер. – Москва : Машиностроение, 1978. – 240 с.

51. Powell, M. J. D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculating derivatives / M. J. D. Powell // The Computer Journal. — 1964. — Vol. 7, No. 2. — P. 155–162.

52. Ключев, В. В. О развитии неразрушающего контроля и технической диагностики в России / В. В. Ключев, Б. В. Артемьев // Контроль. Диагностика. – 2014. – № 3. – С. 47–62. – DOI 10.14489/td.2014.03.pp.045-060.

53. Патент № 2267122 Российская Федерация, МПК G 01 N 29/14, G 01 V 1/22. Многоканальная акустико-эмиссионная система для диагностики промышленных объектов и устройство регистрации и обработки акустико-эмиссионных сигналов / В. Г. Хребтов, П. Н. Трофимов, А. Л. Алякритский [и др.]. – № 2004136618/28 ; заявл. 15.12.2004 ; опубл. 27.12.2005– 15 с.

54. Патент № 2141655 Российская Федерация, МПК G01N 29/14. Многофункциональная акустико-эмиссионная система диагностики конструкций

и способ диагностирования на ее основе / В. А. Гуменюк, Ю. Г. Иванов, В. А. Казаков [и др.]. – № 98121381/28 ; заявл. 24.11.1998 ; опубл. 20.11.1999. – 9 с.

55. Патент № 2217741 Российская Федерация, МПК G01N 29/14. Многоканальная акустико-эмиссионная система диагностики конструкций / Л.Н. Степанова, А.Н. Серьезнов, В.М. Круглов [и др.]. – № 2001106785/28 ; заявл. 13.03.2003 ; опубл. 27.11.2003. – 11 с.

56. Патент № 2105301 Российская Федерация, МПК G01N 29/14. Многоканальное акустико-эмиссионное устройство для контроля изделий / А. В. Паньков, Л. Н. Степанова, С. В. Талдыкин. – № 95111759/28 ; заявл. 06.07.1995 ; опубл. 20.02.1998. – 9 с.

57. Патент № 2267122 Российская Федерация, МПК G01N 29/14, G01V 1/22. Многоканальная акустико-эмиссионная система для диагностики промышленных объектов и устройство регистрации и обработки акустико-эмиссионных сигналов / В.Г. Харебов, П.Н. Трофимов, А.Л. Алякритский [и др.]. – № 2004136618/28 ; заявл. 15.12.2004 ; опубл. 27.12.2005. – 15 с.

58. Патент № 2284519 Российская Федерация, МПК G01N 29/14. Способ диагностирования рельсовых плетей металлического моста и устройство для его осуществления / М. В. Муравьев, В. В. Муравьев, Л. Н. Степанова, Т. В. Муравьев. – № 2005103878/28 ; заявл. 14.02.2005 ; опубл. 27.09.2006 – 14 с.

59. Patent № 4609994 United States, Classifications G01H1/00. Apparatus for continuous long-term monitoring of acoustic emission / M. Nabil Bassim, Kris Tangri. – Application no. 570,866 : appl. 01/16/1984 : publ. 09/02/1986. – 15 p.

60. Патент № 2175129 Российская Федерация, МПК G01N 29/14. Акустико-эмиссионный способ диагностирования конструкций / И. В. Лавров, И. В. Зайчиков, А. Н. Чуков, Н. Г. Турунов. – № 2001107036/28 ; заявл. 19.03.2001 ; опубл. 20.10.2001. – 11 с.

61. Patent № 3946600 United States, Classifications G01H1/00. Acoustic emission method for detection and monitoring of corrosion / Terry W. Rettig, Marvin J. Felsen. – Application no. № 427,457 : appl. 12/26/1973 : publ. 03/30/1976. – 10 p.

62. Постановление Правительства Российской Федерации от 31 октября 2009 г. № 879 «Об утверждении Положения о единицах величин, допускаемых к применению в Российской Федерации» (ред. от 9.03.2022) // Контур. Норматив : справочно-правовая система. – URL: normativ.kontur.ru/document?moduleId=1&documentId=418901&ysclid=mj1cljx7c275069815 (дата обращения: 10.12.2025).

63. ГОСТ 8.417–2002. Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы величин. – Москва : Стандартинформ, 2003. – 24 с.

64. МИ 1317–2004. ГСИ. Государственная система обеспечения единства измерений. Результаты и характеристики погрешности измерений. Формы представления. Способы использования при испытаниях образцов продукции и контроле их параметров. – Москва : Техкнига-Сервис, 2004. – 22 с.

65. МИ 2177-91. ГСИ. Измерения и измерительный контроль. Сведения о погрешностях измерений в конструкторской и технологической документации. – Москва : Техкнига-Сервис, 2011. – 5 с.

66. ГОСТ Р 8.736–2011. Государственная система обеспечения единства измерений. Измерения прямые многократные. Методы обработки результатов измерений. Основные положения. – Москва : Стандартинформ, 2019. – 19 с.

67. ГОСТ Р 50.2.038–2004. Государственная система обеспечения единства измерений. Измерения прямые однократные. Оценивание погрешностей и неопределенности результата измерений. – Москва : Стандартинформ, 2011. – 7 с.

68. Кучеров, В. П. Основы технологии производства самолетов Ил-114 / В. П. Кучеров. – 2-е изд., доп. – Самара : Издательство Самарского университета, 2018. – 322 с. – ISBN 978-5-7883-1208-8.

69. Кишкин, С. Т. Авиационные материалы : справочник / С. Т. Кишкин, Н. М. Складов. – Москва : Машиностроение, 1989. – 368 с.

70. ГОСТ 19048–2005. Сплавы алюминиевые деформируемые. Марки. – Москва : Стандартинформ, 2005. – 32 с.

71. Житомирский, Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – 2-е изд., перераб. и доп. – Москва : Машиностроение, 2005. – 520 с.

72. Перспективные алюминиевые сплавы в авиастроении : сборник научных трудов / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского ; под редакцией А. В. Петрова. – Жуковский : ЦАГИ, 2020. – 120 с.

73. ГОСТ 4784-97. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Технические условия. – Москва : Стандартинформ, 1997. – 45 с.

74. Воробьев, В. А. Ракетные двигатели и энергетические установки / В. А. Воробьев. – Москва : Машиностроение, 2018. – 320 с.

75. NASA-SP-2009-580: Materials for Spacecraft. – 2009. – URL: <https://standards.nasa.gov> (дата обращения: 09.12.2025).

76. ГОСТ 4784-97. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки. – Москва : Стандартинформ, 2005. – 24 с.

77. ГОСТ 25.506-85. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при статическом нагружении. – Москва : Издательство стандартов, 1985. – 55 с.

78. ГОСТ 1497–2023. Методы испытаний на растяжение. Статические методы определения механических свойств при комнатной температуре: межгосударственный стандарт. – Москва : Стандартинформ, 2018. – IV, 34 с.

79. Федеральная служба по экологическому, технологическому и атомному надзору (Ростехнадзор). Приказ от 05.11.2025 № 385 «Методические рекомендации о порядке проведения акустико-эмиссионного контроля» // Официальный интернет-портал правовой информации. — 2025. — URL: <http://publication.pravo.gov.ru/documents/block/foiv325?index=2&pageSize=30>. — Дата обращения: 30.02.2025.

80. ПБ 03-593-03. Правила организации и проведения акустико-эмиссионного контроля сосудов, аппаратов, котлов и технологических трубопроводов : утверждены постановлением Госгортехнадзора России от 09.06.2003 № 77. – Москва : ПИО ОБТ, 2003. – 24 с.

81. ASTM E650/E650M-24. Standard Guide for Mounting Piezoelectric Acoustic Emission Sensors. – Текст: электронный. – URL: <https://www.document-center.com/standards/show/ASTM-E650> (дата обращения: 12.12.2025).

82. Agletdinov, E. Acoustic emission response during deformation of magnesium single crystals / E. Agletdinov, V. Skvortsova, K. Klyukin // *Materials Science and Engineering: A*. – 2020. – Vol. 789. – P. 139–150. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0921509320312345> (дата обращения: 10.12.2025).

83. Study of acoustic emission during deformation of magnesium alloy / I. I. Papirov, P. I. Stoev, A. I. Pikalov, T. G. Emlyaninova. – Kharkov : National Science Center “Kharkov Institute of Physics and Technology”, 2015.

84. Трусов, П. В. Методы и результаты исследования эффекты Портвена – Ле Шателье: эксперименты и макрофеноменологические модели / П. В. Трусов, Е. А. Чечулина // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. – 2023. – № 5. – С. 99–131. – DOI 10.15593/perm.mech/2023.5.09.

85. Горбатенко, В. В. Неустойчивость пластического течения: полосы Чернова – Людерса и эффект Портевена – Ле Шателье / В. В. Горбатенко, В. И. Данилов, Л. Б. Зуев // *Журнал технической физики*. – 2017. – Т. 87, № 3. – С. 372–377. – DOI 10.21883/JTF.2017.03.44241.1818. – EDN YJXXKP.

86. McCormick, P. G. Strain ageing in austenitic steels / P. G. McCormick // *Acta Metallurgica*. – 1972. – Vol. 20. – P. 351.

87. van den Beukel, A. Theory of the effect of dynamic strain aging on mechanical properties / A. van den Beukel // *Physica Status Solidi A*. – 1975. – Vol. 39. – P. 197–210.

88. Estrin, Y. Dislocation patterning // *Continuum models for materials with microstructure* / Y. Estrin, L. P. Kubin ; edited by H.-B. Muhlhaus. – New York : Wiley & Sons, 1995. – P. 395–439.

89. Malygin, G. A. Dislocation mechanism of plastic deformation and the yield point phenomenon / G. A. Malygin // *Physica Status Solidi A*. – 1973. – Vol. 15. – P. 51–58.

90. Malygin, G. A. The role of dislocation pile-ups in the formation of Lüders bands / G. A. Malygin // *Physica Status Solidi A*. – 1982. – Vol. 72. – P. 493–501.

91. Акустическая эмиссия при гетерогенном и гомогенном пластическом течении металлического стекла / В. А. Хоник, А. Т. Косилов, В. А. Кузьмищев [и др.] // *Физика твердого тела*. – 1996. – Т. 38, № 4. – С. 1086–1095. – ISSN 0367-3294.

92. Acoustic emission in ultra-pure aluminium during cyclic loading / A. Vinogradov [et al.] // *Materials Science and Engineering: A*. – 2015. – Vol. 639. – P. 259–267. – DOI 10.1016/j.msea.2015.05.012.

93. Криштал, М. М. Взаимосвязь макролокализации деформации, прерывистой текучести и особенностей акустической эмиссии при деформировании алюминиево-магниевого сплава / М. М. Криштал, Д. Л. Мерсон // *Физика металлов и металловедение*. – 1996. – Т. 81, № 1. – С. 156–162. – EDN PCBMOP.

94. Grosse, C. U. Advanced acoustic emission analysis / G. U. Grosse // *Springer Series in Measurement Science*. – 2018. – Vol. 10. – P. 189–214. – DOI 10.1007/978-3-319-94476-0_9.

95. High-energy acoustic emission signals in fatigue of aluminium alloys / S. Benavides [et al.] // *Engineering Fracture Mechanics*. – 2019. – Vol. 214. – P. 430–441. – DOI 10.1016/j.engfracmech.2019.03.006.

96. Sause, M. G. R. Quantitative analysis of acoustic emission signals / M. G. R. Sause // *Journal of Nondestructive Evaluation*. – 2016. – Vol. 35, No. 2. – P. 1–18. – DOI 10.1007/s10921-016-0361-9.

97. Acoustic emission and fatigue crack growth in Al-Mg alloys / A. V. Kolubaev et al. // *Letters on Materials*. – 2021. – Vol. 11, No. 2. – P. 212–217. – DOI 10.22226/2410-3535-2021-2-212-217.

98. Карпинтери, А. Влияние повреждений на частотную характеристику структурных элементов: экспериментальное и теоретическое исследование / А. Карпинтери, Г. Лачидогна, Ф. Аккорнеро // *Mechanical Systems and Signal Processing*. – 2012. – Т. 28. – С. 604–618. – DOI 10.1016/j.ymssp.2011.09.007.

99. Поллок, А. А. Контроль акустической эмиссии / А. А. Поллок // Справочник по неразрушающему контролю : сборник научных трудов / ASTM. Т. STP 1074. – Филадельфия, 1989. – С. 1–20.
100. Шиотани, Т. Обнаружение и оценка волн акустической эмиссии при деформации горных пород / Т. Шиотани, М. Оцу, К. Икеда // Прогресс в структурной инженерии. – 2001. – Т. 3. № 4. – С. 249–263. – DOI 10.1002/pse.100.
101. Paris, P. C. A rational analytic theory of fatigue / P. C. Paris, M. P. Gomez, W. E. Anderson // The Trend in Engineering. – 1961. – Vol. 13. – P. 9–14.
102. Paris, P. C. A critical analysis of crack propagation laws / P. C. Paris, F. Erdogan // Journal of Basic Engineering. – 1963. – Vol. 85, No. 4. – P. 528–533. – DOI 10.1115/1.3656900.
103. Майнер М. А. Кумулятивные повреждения при усталости / М. А. Майнер // Journal of Applied Mechanics. – 1945. – Т. 12, № 3. – С. A159–A164.
104. Журков, С. Н. Кинетическая концепция прочности твердых тел / С. Н. Журков // Вестник Академии наук СССР. – 1953. – № 11. – С. 78–82.
105. Носов, Ю. В. Цифровая радиотехника и электроника / Ю. В. Носов, О. Н. Лебедев. – Москва : Академия, 2006. – 398 с. – ISBN 5-7695-2638-9.
106. Вишневский, В. В. Методы и алгоритмы цифровой радиотехники / В. В. Вишневский, М. С. Шумов, А. И. Ляхов. – Москва : [б. и.], 2003. – 399 с.
107. Глушков, В. М. Цифровая обработка радиосигналов / В. М. Глушков. – Москва : Горячая линия – Телеком, 2010. – 454 с. – ISBN 978-5-9912-0148-4.
108. Самойлов, Д. В. Основы цифровой радиотехники / Д. В. Самойлов. – Москва : Радио и связь, 2007. – 255 с. – ISBN 5-256-01500-0.
109. Грищенко, А. В. Принципы цифровой обработки радиолокационных сигналов / А. В. Грищенко. – Москва : Радиотехника, 2008. – 175 с. – ISBN 978-5-88070-196-9.
110. Варакин, Л. Е. Цифровая радиотехника / Л. Е. Варакин. – Москва : Горячая линия – Телеком, 2009. – 335 с. – ISBN 978-5-9912-0072-2.
111. Дворников, В. П. Цифровая обработка сигналов в радиотехнике / В. П. Дворников. – Москва : Радио и связь, 2011. – 287 с. – ISBN 978-5-256-01677-6.

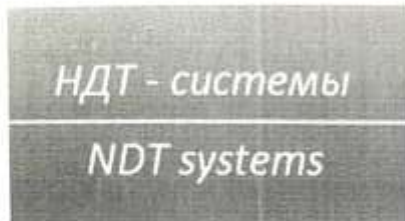
112. Солонина, А. И. Основы цифровой обработки сигналов / А. И. Солонина, Д. М. Урядников, Н. В. Арбузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – Санкт-Петербург : БХВ-Петербург, 2005. – 750 с. – ISBN 5-94157-546-7.

113. Матюшкин, Б. Д. Цифровые методы обработки радиосигналов / Б. Д. Матюшкин. – Москва : Радио и связь, 2001. – 126 с. – ISBN 5-256-01562-0.

114. Прохоров, С. А. Современные методы цифровой обработки сигналов и их применение в радиотехнических системах / С. А. Прохоров. – Москва : Радио и связь, 2012. – 302 с. – ISBN 978-5-256-01789-6.

115. Харин, Н. Н. Цифровые методы обработки сигналов в радиотехнических системах / Н. Н. Харин. – Москва : Радио и связь, 2014. – 318 с. – ISBN 978-5-256-01921-0.

ПРИЛОЖЕНИЕ А



ООО
«НДТ-системы»

ИНН 5046073410, КПП 775101001,
108840, г. Москва, г. Троицк,
Ул. Физическая, д. 11
Тел. (903) 581-04-67
www.e-mission.ru,
E-mail: info@e-mission.ru

01 декабря 2025 г. № 2025/12/01

АКТ

о внедрении научных результатов диссертационной работы
на соискание степени кандидата технических наук
Соболева И.А.

Результаты диссертационного исследования Соболева И.А. по теме «Разработка бортового комплекса мониторинга целостности конструкции авиационной и космической техники методом акустической эмиссии», представленного на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 1.3.7 «Акустика», использованы при разработке акустико-эмиссионной системы «РАНИС», номер в госреестре № 78686-20, а также при проведении опытных работ по разработанной методике № 1-082-24 от 15.05.2024 г. для составления ТЗ на выполнение СЧ ОКР «Разработка и создание системы мониторинга технического состояния конструкций орбитальной станции КК РОС» Шифр СЧ ОКР «КК РОС» ТЗ.0069.085:

-разработана программа и методики проведения работ по исследованию возможности поиска утечек воздуха методом акустической эмиссии;

-отработан алгоритм Дэвидона-Флэтчера –Пауэла интегрированный в программно-аппаратный комплекс системы мониторинга.

В ходе внедрения новых технологий постоянного мониторинга ООО «НДТ Системы» подтверждает, что использование разработанной математической модели и методики применения даст возможность впервые создать постоянную систему мониторинга конструкций космической станции РОС для локализации дефектов в материале контролируемого объекта.

Исполнительный директор



А.Н.Глушко

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по образовательной деятельности
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

к.т.н., доцент Суслин А.В.

20. 08 2023

АКТ

**о внедрении в учебный процесс научных результатов
диссертационной работы на соискание степени
кандидата технических наук
Соболева И.А.**

Председатель комиссии

Заведующий кафедрой

«Технология патронного производства
и обработка металлов давлением», к.т.н., доцент

Н.И. Нестеров

Члены комиссии

доцент кафедры Е4, к.т.н., доцент

Д.С. Филин

доцент кафедры Е4, к.т.н.

А.И. Олехвер

доцент кафедры Е4, к.т.н.

З.Н. Расулов

Результаты диссертационного исследования Соболева И.А., представленного на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 1.3.7 Акустика, использованы в учебном процессе кафедры «Технология патронного производства и обработка металлов давлением» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова при изучении дисциплин:

- «Материалы в пружинном производстве»,
- «Акустические методы контроля и диагностики».

и при выполнении выпускных квалификационных работ обучающимися по специальности 17.05.01 Боеприпасы и взрыватели и направлению 15.04.03 Прикладная механика.

Председатель комиссии

Н.И. Нестеров

Члены комиссии

Д.С. Филин

А.И. Олехвер

З.Н. Расулов

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И МЕТРОЛОГИИ (РОССТАНДАРТ)

ВНИИМ
им. Д.И. МенделееваФедеральное государственное унитарное предприятие
«Всероссийский научно-исследовательский институт
метрологии им. Д.И. Менделеева»Московский пр., д. 19, Санкт-Петербург, 190005, Тел.: (812) 251-76-01, факс: (812) 713-01-14
e-mail: info@vniim.ru | www.vniim.ruИНН 7809022120, КПП 783901001, ОКПО 02566450, ОГРН 1027810219007,
ОКТМО 40305000000, ОКОПФ 65241, ОКОГУ 1323565, ОКФС 12№ _____
на № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального директора, к.т.н.
Председатель ТК 371 «Неразрушающий
контроль»

К.В. Чекирда

28 ноября 2025

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Результаты диссертационного исследования Соболева И.А. по теме «Разработка бортового комплекса мониторинга целостности конструкции авиационной и космической техники методом акустической эмиссии», представленного на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 1.3.7 «Акустика», использованы при разработке внутреннего регламента поверки системы поиска дефектов в конструкциях вакуумных камер из состава Государственного первичного специального эталона единицы давления для области абсолютных давлений в диапазоне $1 \cdot 10^{-6}$ - $1 \cdot 10^3$ — ГЭТ 49-2016 методом акустической эмиссии.

Научно-технические положения были реализованы в процессе контроля качества вакуумных камер ФГУП «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева» для создания рабочих эталонов давления для области абсолютных давлений.

В ходе внедрения новых технологий мониторинга целостности конструкций для вакуумных камер ФГУП «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева» подтверждает, что использование разработанной математической модели и методики применения дает возможность впервые создать постоянную систему мониторинга конструкций космической станции РОС для локализации дефектов в материале контролируемого объекта.

Комиссия

Руководитель лаборатории исследований
в области измерений низкого
абсолютного давления вакуума, к.т.н.,

А.А. Чернышенко

Ведущий инженер, к.т.н.

Р.Э. Кувандиков