

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

УДК 629.7.0.018.4

На правах рукописи

экз. № 1



БАУТИН АНДРЕЙ АЛЕКСАНДРОВИЧ

МЕТОД ОБНАРУЖЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В АВИАКОНСТРУКЦИЯХ НА
ОСНОВЕ МОНИТОРИНГА МЕСТНОГО НАПРЯЖЁННО-
ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ

Специальность 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
кандидат технических наук
Панков Андрей Вячеславович

Жуковский – 2024

СОДЕРЖАНИЕ

ГЛАВА 1. Обзор и анализ состояния проблемы.....	14
1.1 Основные принципы обеспечения прочности при длительной эксплуатации воздушных судов	14
1.2 Оценка эффективности применяемых обеспечительных мер и перспективный подход для реализации эксплуатационной живучести.....	16
1.3 Мониторинг состояния при испытаниях на усталость натурных конструкций.....	21
1.4 Существующие и перспективные технологии, применяемые в бортовых системах мониторинга.....	22
1.4.1 Датчики	23
1.4.2 Тестовые бортовые системы мониторинга.....	26
1.5 Методы обнаружения повреждений по показаниям БСМ.....	30
1.6 Мониторинг состояния конструкции по результатам тензометрии	35
1.7 Методы измерения деформаций.....	41
1.8 Методы интерпретации данных	43
1.9 Обеспечение прочности элементов с многоочаговыми повреждениями.....	45
1.10 Выводы главы 1	50
1.11 Постановка задачи исследования	51
ГЛАВА 2. Исследование кинетики местного напряженно-деформированного состояния расчетными и экспериментальными методами	53
2.1 Исследование продольных стыков.....	53
2.1.1 Объект и метод испытаний	53
2.1.2 Анализ усталостных повреждений по изломам образцов методом фрактографии	56
2.1.3 Анализ результатов тензометрии продольных стыков	61
2.2 Исследование поперечных стыков	64
2.2.1 Объект и метод испытаний	64
2.2.2 Анализ результатов тензометрии поперечных стыков	67

2.3 Построение КЭ модели.....	73
2.3.1 Верификация КЭ модели.....	75
2.3.2 Анализ изменения НДС в зоне повреждения.....	77
2.4 Анализ кинетики деформационного поля в зоне повреждения	77
2.5 Выводы по главе 2.....	82
ГЛАВА 3. Методика определения повреждений в элементах силовой конструкции на основе результатов тензометрии	84
3.1 Общая схема определения повреждений путём анализа местного напряженно-деформированного состояния.....	84
3.2 Методика определения схемы установки датчиков при обнаружении повреждений в стыках фюзеляжа.....	85
3.2.1 Использование нейросетевой аппроксимации для определения мест установки датчиков.....	89
3.2.2 Определение мест установки датчиков методом прямого поиска	96
3.3 Сравнение методов определения местоположения датчиков	98
3.4 Результаты определения оптимальных схем установки датчиков для различных соединений	99
3.5 Результаты обнаружения многоочаговых трещин по данным тензометрии	100
3.6 Выводы главы 3	102
ГЛАВА 4. Определение расчетных значений параметров используемых при обнаружении дефектов по результатам тензометрии	103
4.1 Определение порогового значения изменения деформации при обнаружении усталостных повреждений с помощью анализа напряженно-деформированного состояния.....	103
4.2 Определение безопасных размеров трещин при многоочаговом повреждении в продольных фюзеляжных стыках.....	109
4.3 Исследование влияния параметров моделирования и принимаемых допущений	112

4.3.1 Влияние дискретизации аргументов целевой функции	112
4.3.2 Влияние размера конечного элемента в регулярной зоне соединения	114
4.3.3 Влияние формы трещин	115
4.4 Рекомендации по применению методов упрощенного моделирования соединений МКЭ	119
4.5 Выводы главы 4	122
ЗАКЛЮЧЕНИЕ РАБОТЫ	124
СПИСОК ЛИТЕРАТУРНЫХ ИСТОЧНИКОВ	125
ПРИЛОЖЕНИЕ А Акты внедрения результатов работы	140
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Основные экономические показатели эксплуатации ВС транспортного назначения	144
ПРИЛОЖЕНИЕ В Схемы тензометрии образцов продольного стыка.....	146
ПРИЛОЖЕНИЕ Г Параметры образцов продольных стыков при испытании на усталость отнулевым циклическим нагружением	148

**СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ (наиболее часто
используемых терминов)**

НДС	–	напряжённно-деформированное состояние
ПКМ	–	полимерный композиционный материал
МКЭ	–	метод конечного элемента
ВС	–	воздушное судно
ОСЭ	–	основной силовой элемент
БСМ	–	бортовая система мониторинга
ТОиР	–	техническое обслуживание и ремонт
ЛА	–	летательный аппарат
ВОД	–	волоконно-оптический датчик
ТР	–	тензорезистор
НД	–	нормативная документация
ПО	–	программное обеспечение
КИН	–	коэффициент интенсивности напряжений
НС	–	нейронная сеть
НК	–	неразрушающий контроль

ВВЕДЕНИЕ

Ключевые слова: бортовая система мониторинга, усталостная трещина, ресурс, длительность роста трещины, метод конечного элемента, волоконно-оптический датчик, нейронные сети, ресурсные испытания, живучесть, кинетика напряженно деформированного состояния.

Перспективы развития воздушного флота во всем мире тесно связаны с созданием высокоэффективных методов поддержания летной годности современных самолетов. Одной из задач при разработке таких методов является сокращение расходов на содержание авиационной техники при обеспечении необходимого уровня безопасности полётов. Эффективность действующей системы обнаружения повреждений в авиационной конструкции обеспечивается с помощью комплексного подхода, в основе которого лежит периодический контроль на этапе эксплуатации ВС. Назначение интервалов между осмотрами при этом выполняется исходя из типовой (средней) для парка нагруженности и средних характеристик прочности конструкции, полученных при испытаниях. Степень воспроизведения условий эксплуатации при испытаниях, рассеяние характеристик и разброс нагруженности учитываются с помощью введения соответствующих запасов (коэффициентов надежности) [1], которые в некоторых случаях значительно уменьшают величину допустимой наработки по сравнению с фактической долговечностью. В результате использования данного подхода практическая периодичность контроля устанавливается исходя из минимальной с учетом всех факторов длительности развития повреждений. Несмотря на доказанную многолетним опытом применения надежность сложившейся системы, низкая экономическая эффективность при использовании периодического контроля является большой трудностью для эксплуатантов различных ВС.

Другой важной причиной, значительно усложняющей успешное применение периодического контроля, является человеческий фактор. Анализ происшествий показывает, что значительная часть [2] инцидентов от общего количества катастроф, произошедших в транспортной авиации, связаны с ошибками при обслуживании авиационной техники. Сократить влияние

человеческого фактора возможно с помощью внедрения специальных автоматизированных средств диагностики и анализа текущего состояния конструкции, которые позволят минимизировать участие обслуживающего персонала в выполнении работ по поддержанию летной годности.

Задача разработки методов, позволяющих своевременно и надежно обнаруживать повреждения в авиационной конструкции, имеет высокую актуальность для долгосрочных ресурсных испытаний. Проведение предиктивной диагностики в темпе эксперимента в достаточном объеме, позволит сократить сроки проведения испытаний и накопить требуемые для безопасной эксплуатации ВС данные.

Актуальность темы исследования: обоснована необходимостью разработки высокоэффективных и наиболее полно соответствующих условиям эксплуатации и испытаниям ЛА методов контроля целостности авиационной конструкции для систем мониторинга состояния, которые позволят:

- Сократить сроки проведения натурных испытаний, снизить стоимость испытаний, провести углублённый анализ критических мест разрабатываемой конструкции;
- Уменьшить стоимость обслуживания за счет снижения/отмены запасов (коэффициентам надёжности) по допустимым наработкам и интервалам между осмотрами для ОСЭ, эксплуатируемых по живучести [1];
- Уменьшить влияние человеческого фактора при поддержании летной годности во время эксплуатации и повысить надежность технического обслуживания.

Степень разработанности темы: определяется высокой степенью готовности различных методов определения повреждений и совершенством технического состава материально-экономической базы современных испытательных лабораторий, в которых производится исследование и апробация новых методов контроля целостности конструкции авиационной техники перед применением их в эксплуатации. Использование современных численных методов позволяет моделировать влияние возникающих повреждений на основные типы

сенсоров и определять оптимальные параметры их использования с помощью современных алгоритмов на основе искусственного интеллекта.

Цель данной работы: заключается в разработке метода мониторинга повреждений с помощью анализа кинетики местного НДС для контроля целостности фюзеляжных стыков современного транспортного самолёта.

В работе решены следующие задачи:

- Экспериментально подтверждена возможность обнаружения повреждений на основе анализа НДС с помощью тензодатчиков в испытаниях на усталость;
- Разработан метод моделирования НДС элементов конструкции соединений с помощью МКЭ с учетом влияния усталостных трещин. Параметры трещин определяются на основе исследования изломов испытанных образцов методами фрактографии;
- Предложена и отработана методика мониторинга состояния конструкции при усталостных испытаниях с учетом особенностей развития трещин и специфики сбора экспериментальных данных;
- Экспериментально и теоретически определены параметры и критерии, необходимые для мониторинга целостности элементов продольного стыка по данным тензометрии при усталостных испытаниях.

Научная новизна: состоит в применении нового, разработанного автором метода обнаружения усталостных трещин в элементах фюзеляжных стыков на докритической стадии развития. В данном подходе используются следующие инновации:

- Разработан метод определения параметров повреждений, которые можно принимать безопасными при тензометрии, используемой для мониторинга состояния фюзеляжных стыков;
- На основе решения экстремальной задачи нелинейного программирования разработан метод выбора оптимальных мест измерения деформаций, минимизирующий количество используемых датчиков;

- Разработан автоматизированный алгоритм, позволяющий получать необходимый объем данных для формирования и анализа зависимости между размерами повреждений и границами зоны изменения НДС или для прямого поиска экстремумов без представления в явном виде зависимости параметров местного НДС от возникающих трещин;
- Получены экспериментальные данные по кинетике местного НДС в ходе усталостных испытаний в элементах фюзеляжных стыков с учетом различных факторов, влияющих на результаты измерений.

Практическая значимость работы заключается в то, что метод мониторинга повреждений по данным тензометрии может использоваться для:

- Сокращения длительности и снижения стоимости/трудоемкости натурных ресурсных испытаний, а также повышения информативности испытаний за счёт предотвращения преждевременных разрушений. Сокращения длительности и снижения стоимости/трудоемкости испытаний на усталость конструктивно-подобных образцов элементов эксплуатируемых и проектируемых по принципу безопасного ресурса;
- Апробации расчетно-экспериментальных методов оценки параметров живучести, а именно критерия остаточной прочности конструкций с многоочаговыми повреждениями;
- Автоматизации испытаний, наращивания функциональных возможностей научно-экспериментального комплекса и расширения информационной базы, содержащей данные об изменении свойств конструкции в результате циклической наработки.

Примеры внедрения полученных в работе результатов приведены в Приложении А.

Методология и метод исследования сформированы на основе опыта работ, проводимых в ЦАГИ, и заключаются в сочетании численных и аналитических методов, а также в сравнении результатов численного моделирования с экспериментальными данными.

Расчетные исследования выполнялись с помощью многоцелевого конечно-элементного комплекса ABAQUS. Функции трансфера, обработки и анализа данных, реализованы автором в виде программных скриптов и приложений, разработанных на высокоуровневых универсальных и специализированных языках программирования (Python, C++, MATLAB).

Достоверность результатов обосновывается путём верификации полученных результатов с помощью экспериментальных данных, полученных при усталостных испытаниях конструктивно-подобных образцов и натурных конструкций самолётов, а также использованием известного эмпирического материала других авторов для сопоставления с решениями, определёнными численными и аналитическими методами.

На защиту выносятся:

- 1 Расчётно-экспериментальное подтверждение возможности обнаружения трещин в продольных стыках фюзеляжа, включая многоочаговые трещины, с помощью анализа кинетики местного НДС до того, как их размеры достигнут критических значений.
- 2 Типовой метод мониторинга повреждений продольных стыков с помощью анализа кинетики местного НДС, для реализации которого в усталостных испытаниях были разработаны:
 - Безразмерный критерий оценки целостности элементов фюзеляжного стыка для обнаружения повреждений путём мониторинга;
 - Метод выбора порогового значения относительного изменения деформации, соответствующего образованию значимого повреждения;
 - Метод оптимизации количества датчиков и определения их местоположения на основе анализа зависимости параметров НДС от усталостных повреждений конструкции;
- 3 Унифицированная схема мониторинга состояния конструкции при усталостных испытаниях, учитывающая особенности развития многоочаговых повреждений;

- 4 Расчётно-экспериментальные значения параметров для определения допустимости повреждений в продольных стыках фюзеляжа по предложенным методам;

Личный вклад автора. Соискатель самостоятельно разработал и применил метод подготовки расчетных моделей, выполнил обработку и обобщение полученных результатов, а также сформировал метод определения схемы расположения датчиков для обнаружения усталостных трещин. Научно-теоретическое и эмпирическое наполнение работы, а также определение общих принципов мониторинга состояния с помощью бортовой системы выполнялось соискателем совместно с соавторами печатных работ.

Соответствие паспорту специальности. Содержание диссертации полностью соответствует направлениям исследований, указанным в паспорте специальности 2.5.14. («Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»), а именно, пункту 2: «Обеспечение прочности объектов авиационной, ракетной и космической техники на основе современных аналитических и численных методов, методов натурного и полунатурного моделирования в условиях стационарных и нестационарных внешних воздействий». Диссертация посвящена разработке метода обнаружения повреждений на основе контроля местного НДС методами тензометрии при нестационарном внешнем нагружении.

Апробация работы. Результаты работы прошли апробацию на 8 международных и отраслевых конференциях. Наиболее значимые из них:

- 1) 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 09-14.09.2018 (ICAS-2018), Belo Horizonte, Brazil;
- 2) 32st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 06-10.09.2021(ICAS-2020/21), Shanghai, China;
- 3) 21st DQM International Conference on Dependability and Quality Management (ICDQM-2018), 28-29.06.2018, DQM Research Center, Prijevor, Serbia;
- 4) II международная конференция Деформирование и разрушение композиционных материалов и конструкций (DFCMS-2016), 18-20.10.2016, ИМАШ РАН г. Москва.

- 5) V Международная научная конференция «Фундаментальные исследования и инновационные технологии в машиностроении» (FRITME-2017), 8-9.11.2017, ИМАШ РАН г. Москва.

Публикации. Основные результаты работы получены непосредственно автором и опубликованы в 21 наиболее значимых печатных работах. В изданиях, включенных в список ВАК по теме диссертации опубликовано 6 работ, в изданиях, индексируемых SCOPUS 7 работ. По результатам исследований опубликована глава в монографии.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 126 наименований и 4-х приложений. Работа содержит 154 страницы печатного текста, 60 рисунков и 20 таблиц.

Основное содержание работы

Во **Введении** обоснована актуальность работы, определена цель и поставлены задачи работы, обоснована практическая значимость и научная новизна работы, определены положения, выносимые на защиту. Приведено краткое содержание работы.

Глава 1 посвящена описанию концепции мониторинга, который является одним из наиболее перспективных способов обнаружения повреждений в авиационных конструкциях как при эксплуатации, так и в условиях лабораторных испытаний. Приведены примеры разработки различных тестовых бортовых систем мониторинга, датчиков и алгоритмов обработки данных, позволяющих проводить анализ целостности авиационной конструкции. Сформулированы основные задачи, которые нужно решить для реализации мониторинга с помощью анализа кинетики местного НДС при использовании данных тензометрии.

Глава 2 посвящена анализу результатов расчетно-экспериментальных исследований кинетики НДС фюзеляжных стыков при появлении усталостных трещин. Приведены данные тензометрии, полученные при испытании конструктивно подобных образцов фюзеляжных стыков на усталость, и результаты анализа кинетики НДС в зоне повреждения соединений, полученные с

помощью МКЭ. Проанализированы зоны, в которых возникают изменения деформаций, при появлении трещин.

Глава 3 посвящена описанию методики мониторинга состояния элементов фюзеляжных стыков по результатам тензометрии. Рассмотрена задача определения оптимальных мест установки датчиков при обнаружении многоочаговых трещин. Для определения параметров схемы установки датчиков рассмотрена задача условной оптимизации целевой функции, представленной в неявном виде. Приведены результаты обнаружения усталостных трещин при использовании методики в ходе испытаний образцов фюзеляжных стыков.

Глава 4 Рассмотрены основные параметры, необходимые для обнаружения усталостных повреждений на контролируемой стадии их развития с помощью анализа местных деформаций, с учетом различных факторов, оказывающих влияние на деформированное состояние в условиях эксплуатации и эксперимента. Приведены рекомендации по выбору параметров методики и результаты дополнительных исследований, подтверждающие обоснованность используемых допущений.

В **заключении** перечислены выводы, сделанные в работе, и предложены пути развития темы исследования.

Автор выражает благодарность и большую признательность за конструктивную критику и плодотворное обсуждение работы всему коллективу НИО-18 ФАУ ЦАГИ, а также специалистам из ФГБУ ИМАШ им. А.А. Благоданова, НВЦ им. М.Л. Миля и Н.И. Камова, ПАО «Корпорация «Иркут» и ФГУП ГосНИИ ГА.

ГЛАВА 1. Обзор и анализ состояния проблемы

1.1 Основные принципы обеспечения прочности при длительной эксплуатации воздушных судов

В результате многолетнего опыта использования авиационной техники для различных задач был сформирован ряд принципов, на основе которых обеспечивается безопасность эксплуатации современных транспортных самолётов (рисунок 1.1). Значительная часть работ, требуемых для реализации этих принципов, выполняется уже на этапе проектирования и производства ЛА и заключается в придании авиационной конструкции необходимых свойств. На этапе эксплуатации следование выбранному принципу реализуется за счет ряда мер, включающих, например, при выборе принципа живучести контроль целостности и ремонт повреждённых элементов [3, 4, 5].



Рисунок 1.1 – Основные принципы обеспечения прочности [1]

Первым, исторически сформулированным принципом в транспортной авиации, стал принцип безопасного ресурса, согласно которому безопасность

эксплуатации должна обеспечиваться за счет введения необходимых запасов на оценку средней долговечности для самолётных конструкций таким образом, чтобы разрушение конструкции в результате накопления усталостных повреждений становилось практически невероятным в пределах установленного ресурса.

Применение принципа безопасного ресурса для создания нескольких поколений транспортных самолётов выявило два существенных недостатка. Во-первых, необходимость обеспечения установленных запасов отрицательно влияет на весовую эффективность конструкции, во-вторых, в рамках данного подхода невозможно предотвратить влияние на образование усталостных повреждений ещё двух неизбежных случайных факторов: производственных дефектов и случайных эксплуатационных повреждений.

Применение только принципа безопасного ресурса не позволило разумной ценой обеспечить практическую невероятность повреждений и привело к пересмотру свойств, которыми должна обладать авиационная конструкция, а также изменению комплекса применяемых для безопасности эксплуатации самолета мер. На данный момент принцип безопасного ресурса в полной мере используется только для ограниченного числа элементов конструкции планера (стоек шасси, элементов остекления кабины пилота и т.д.) самолётов, эксплуатируемых по АП-25.

При эксплуатационной живучести, пришедшей на смену, принципу безопасного ресурса допускается эксплуатация самолетов при наличии контролируемо развивающихся усталостных трещин/повреждений или разрушений в основных силовых элементах конструкции. В отечественной терминологии понятие эксплуатационная живучесть включает в себя понятия: допустимость повреждения и безопасность разрушения/повреждения [1].

Одним из факторов применения принципа эксплуатационной живучести вместо принципа безопасного ресурса стала необходимость повышения безопасности полётов, вызванная несколькими катастрофами пассажирских самолётов в 70-80-е годы 20-го века [6].

Согласно современной редакции нормативной документации [7] при проектировании транспортного самолета должна быть обеспечена эксплуатационная живучесть конструкции. Кроме обеспечения необходимого для пассажирских перевозок уровня безопасности, введение принципа живучести способствовало решению такой важной практической задачи, как безопасное увеличение ресурса транспортного самолёта.

1.2 Оценка эффективности применяемых обеспечительных мер и перспективный подход для реализации эксплуатационной живучести

Принцип эксплуатационной живучести во многом является необходимой мерой и в большинстве случаев однозначно сложно оценить результат его применения при анализе экономической эффективности самолёта в целом. Так, в некоторых случаях положительный эффект при эксплуатации более совершенной в весовом смысле живучей конструкции может полностью компенсироваться дополнительными расходами при создании такой конструкции и дополнительной финансовой нагрузкой, обусловленной необходимостью соблюдения в эксплуатации регламента контроля и ремонта самолёта.

В работе [8] показано сравнение стоимости эксплуатации и производства самолёта HS.650 "Аргоси", который был изготовлен в двух вариантах: с удовлетворением принципа безопасного разрушения и по безопасному ресурсу. Анализ эксплуатационных затрат показал, что стоимость работ по контролю технического состояния конструкции, спроектированной согласно принципу безопасного разрушения, составляет 57% от стоимости работ по контролю технического состояния конструкции с безопасным ресурсом. Снижение расходов обусловлено более совершенным уровнем сборки деталей, а также принципиальными преимуществами конструкции, эксплуатируемой по принципу безопасного разрушения. Исследование стоимости изготовления самолётов по принципам безопасного ресурса и безопасного разрушения показало, что ключевыми являются два фактора: степень сложности конструкции и её масса. Было установлено, что при большей массе самолёта с безопасным ресурсом стоимость изготовления рассматриваемых самолетов одинакова, так как снижение

массы самолёта с безопасным разрушением конструкции фактически полностью скомпенсировано увеличением сложности конструкции и, следовательно, её удорожанием.

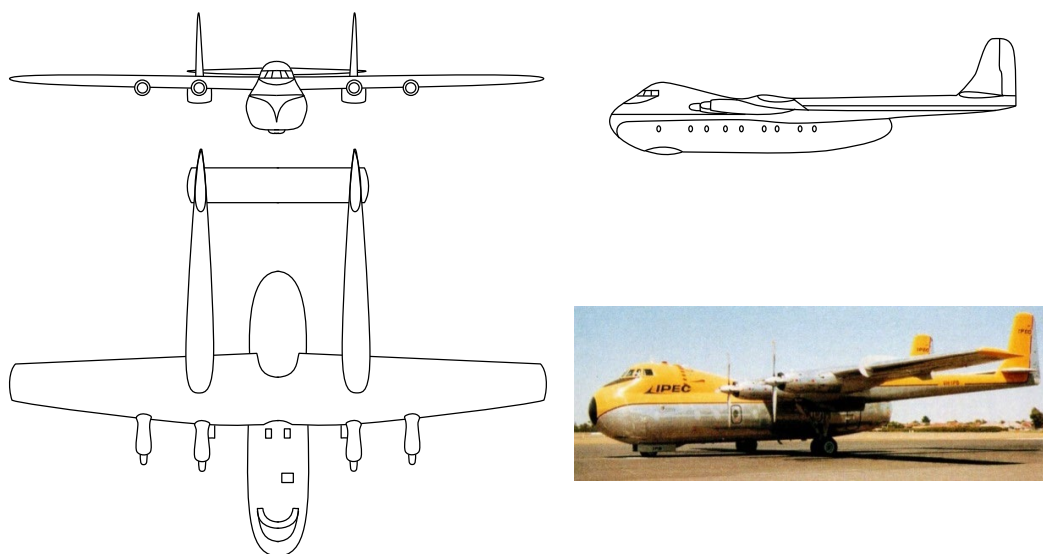


Рисунок 1.2 – Схема и внешний вид самолёта HS.650 "Аргоси"

На рисунке 1.3 представлены основные экономические показатели, полученные по результатам производства и владения пассажирскими самолётами различных категорий. Статистические данные свидетельствуют о том, что эксплуатационные затраты, направленные на реализацию эксплуатационной живучести в течение срока службы, могут превышать стоимость нового самолёта (данные получены на основе материалов, представленных в [2], структура стоимости ТО и доли отдельных затрат приведены в приложении Б). Снижение эксплуатационных затрат является одной из важнейших задач при модернизации системы контроля и создании новых типов ВС, удовлетворяющих современным запросам рынка авиационных услуг.

Желание фирм-эксплуатантов повысить экономическую эффективность при владении современными самолётами транспортного назначения подтолкнуло разработчиков авиационной техники к поиску новых способов обеспечения безопасности при длительной эксплуатации. Одним из вариантов решения этой задачи является применение бортовой системы мониторинга (БСМ), которая может выполнять поиск повреждений и анализ состояния конструкции, на основе

зарегистрированных в эксплуатации данных. БСМ позволяет анализировать состояние конструкции по прямым и косвенным признакам, полученным на основе фактических показаний.

В отличие от периодического контроля мониторинг фактического состояния является методом непрерывного анализа целостности конструкции в течение всего жизненного цикла [9, 10, 11]. БСМ должна удовлетворять всем требованиям, предъявляемым к штатному бортового оборудованию.

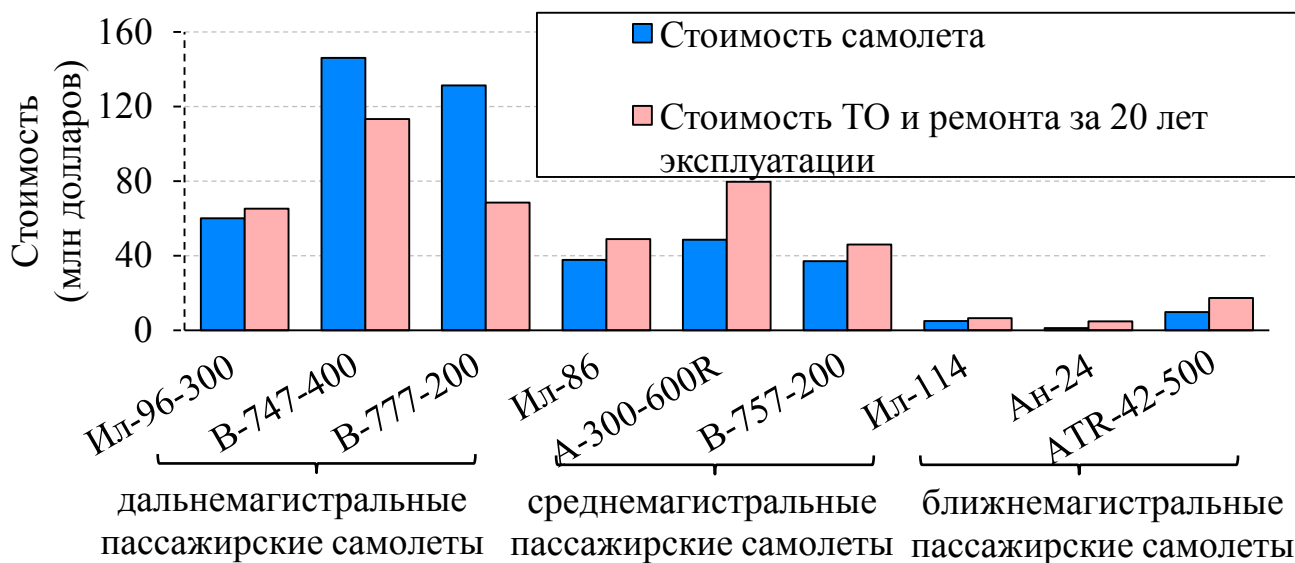


Рисунок 1.3 – Стоимости новых самолётов и затрат на техническое обслуживание и ремонт за 20 лет эксплуатации

Применения БСМ в эксплуатации по сравнению с периодическим контролем имеет следующие преимущества:

- снижение стоимости жизненного цикла за счет уменьшения/отмены запасов по допустимым наработкам. Упразднение трудоёмких и длительных процедур контроля внутренних элементов, требующих разбора конструкции и применения специального оборудования и высококвалифицированного, сертифицированного персонала (таблица 1.1);
- возможность обнаружения повреждения на ранней стадии, уменьшение вероятности проведения дорогостоящего ремонта;
- оптимальное решение проблем, приводящих к увеличению частоты периодического контроля (эксплуатация некоторых типов стареющих самолётов; обслуживание плохо спроектированных мест);

- уменьшение роли человеческого фактора в обеспечении безопасности эксплуатации ВС;
- уменьшение веса конструкции [12].

Таблица 1.1 – Оценка сокращения временных затрат в результате применения БСМ при эксплуатации истребителей [13]

Тип работ	Время контроля (% от суммарного времени)	Оценка доли работ БСМ	Оценка сэкономленного времени (%)
Оперативные формы контроля (предполётный осмотр, внешний осмотр после посадки)	16	0.4	6.4
Периодический контроль	31	0.45	14
Незапланированный контроль	16	0.1	1.6
Инструктирование персонала	37	0.6	22.2
Всего	100		44

Следует отметить, что снижение стоимости эксплуатации стареющей части парка является особо актуальной задачей для перевозчиков в нашей стране. На данный момент суммарная доля отечественных самолётов, фактический налёт которых превышает проектный ресурс в 1.5-2 раза (рисунок 1.4), в различных авиакомпаниях составляет порядка 70%. В некоторых случаях эксплуатация таких самолётов экономически нецелесообразна и вызвана отсутствием разумной альтернативы, а также другими причинами.

Применение БСМ может дополнять периодический осмотр, увеличивая совокупную эффективность системы поддержания летной годности. В работе [14] показано, что получение данных о повреждении подкрепляющего элемента, например стрингера, позволяет увеличить интервалы между осмотрами или снизить вес конструкции (рисунок 1.5). Увеличение интервалов между осмотрами достигается благодаря тому, что продолжительность распространения трещины в случае целого стрингера существенно увеличивается (рисунок 1.5 (б)). Выигрыш в весе достигается благодаря тому, что при наличии мониторинга повреждений можно поддерживать необходимый уровень прочности конструкции при значительно меньших длинах трещин и более высоких напряжениях.

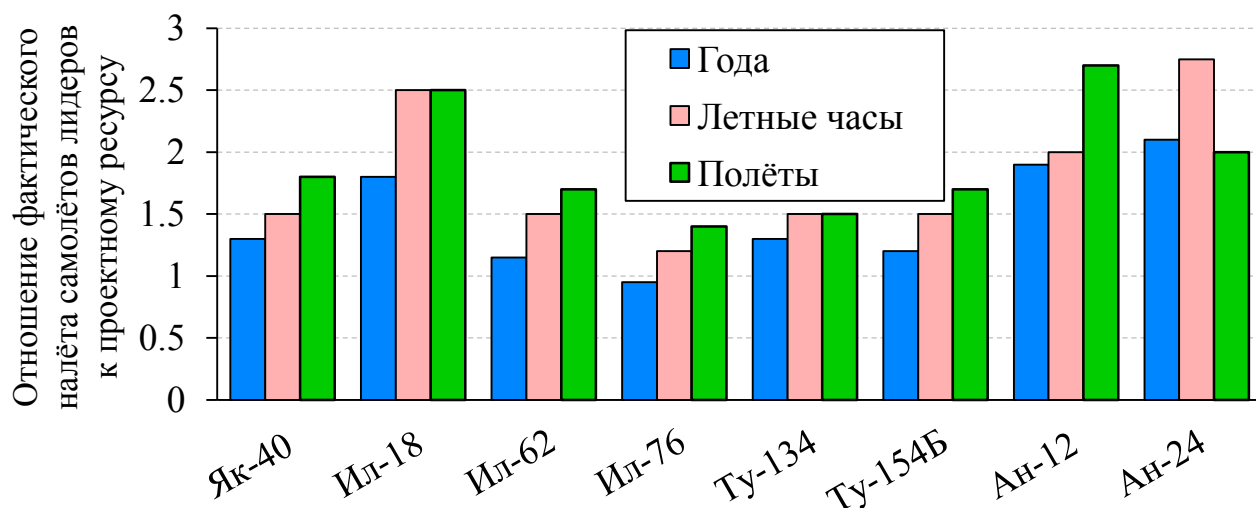


Рисунок 1.4 – Увеличенные ресурсы и сроки службы длительно эксплуатируемых транспортных самолетов России [6]

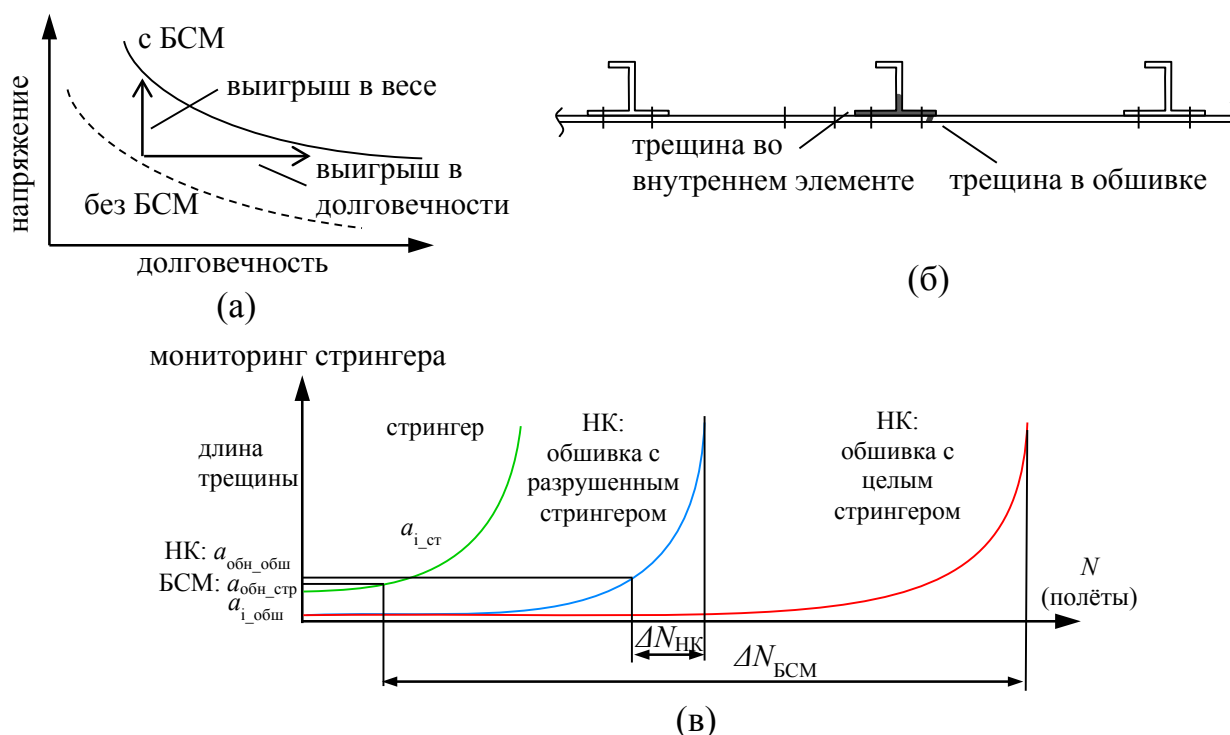


Рисунок 1.5 – Сравнение периодов распространения трещины в случае отсутствия и наличия БСМ [14] ((а) – преимущества, обеспечиваемые наличием БСМ; (б) – схема повреждённой панели; (в) – длительности развития дефектов при разных способах контроля; $a_{обн_обш}$ – обнаруживаемая методами НК трещина в обшивке; $a_{обн_стр}$ – обнаруживаемая с помощью БСМ трещина в стрингере; $a_{i_стр}$ – длина трещины в стрингере; $a_{i_обш}$ – длина трещины в обшивке)

В статье [14] рассматривается возможность уменьшения веса конструкции, за счет увеличения допустимых напряжений в элементах, спроектированных по принципу эксплуатационной живучести при использовании датчиков деформации. Увеличение напряжений может достигаться путём исключения наиболее тяжёлых сценариев развития повреждений, контроль целостности конструкции, при которых, может осуществляться с помощью БСМ. Потенциальное снижение веса, полученное на основе анализа четырёх различных фюзеляжных панелей из алюминиевых сплавов, составляет от 13 до 20%. На рисунке 1.6 показаны результаты анализа возможностей уменьшения веса для различных элементов фюзеляжа широкофюзеляжного пассажирского самолёта среднего радиуса действия из алюминиевого сплава при использовании различных вариантов размещения датчиков деформации.

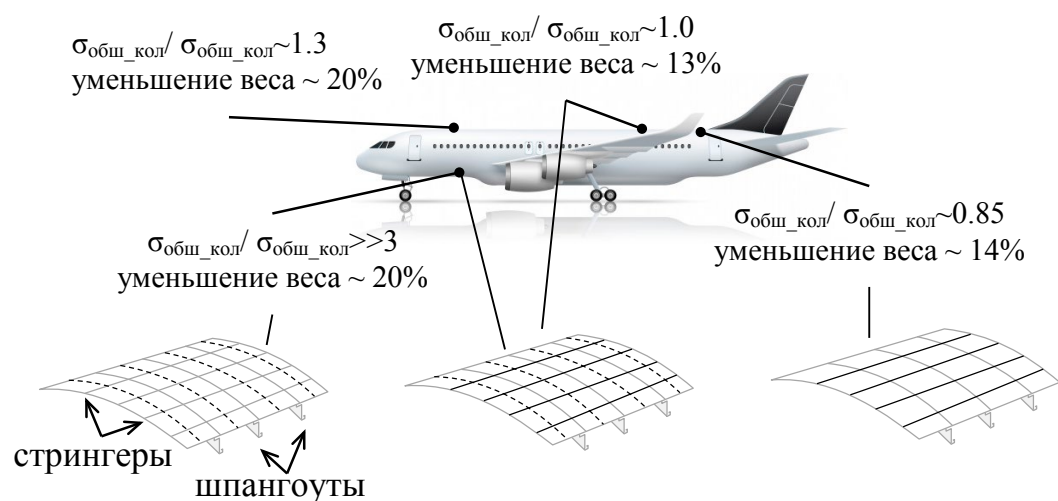


Рисунок 1.6 – Анализ возможностей уменьшения веса для различных элементов фюзеляжа и соответствующее расположение датчиков БСМ [15]

1.3 Мониторинг состояния при испытаниях на усталость натурных конструкций

Системы мониторинга, способные своевременно обнаруживать повреждения, могут использоваться и проходить апробацию при натурных испытаниях в целях сокращения сроков их проведения. Сокращение периода проведения испытаний, как правило, достигается за счет уменьшения длительности и общего количества остановок. В работе [16] предложена методика

проведения натурных испытаний повреждённой конструкции путём разгрузки повреждённой зоны и оценке её долговечности с помощью расчета эквивалентной наработки при исходных нагрузках [17]. В рамках данного подхода вместо периодической дефектоскопии может использоваться система мониторинга, не требующая остановки испытаний для обнаружения повреждений.

Системы мониторинга состояния могут применяться при ресурсных испытаниях элементов авиационных конструкций, проектируемых и эксплуатируемых по принципу безопасного ресурса. Сокращение времени проведения испытаний в этом случае может достигаться за счет остановки испытаний при обнаружении повреждений, а не при разрушении конструкции.

1.4 Существующие и перспективные технологии, применяемые в бортовых системах мониторинга

В течение нескольких последних десятилетий предметом внимания различных финансирующих организаций под эгидой и при непосредственном участии которых были сформированы рабочие группы, ведущие разработки отдельных направлений мониторинга и соответствующих технологий [18, 19]. Эти технологии, согласно [20], разбиты на следующие группы: датчики; материалы с интегрированными датчиками (smart materials); системы связи, ответственные за архитектуру и протоколы связи; технологии энергоснабжения; программное обеспечение, которое необходимо для планирования графика ремонтных работ и работ по обслуживанию, с учетом предсказания долговечности и обнаружения повреждений по показаниям датчиков и готовые БСМ.

На рисунке 1.6 представлена оценка уровней готовности различных технологий БСМ, разделённых согласно группам, по результатам работы [20].

Анализ обзоров по разработке БСМ, представленным в работах [21, 22] свидетельствует о том, что наиболее широкое применение нашли методы, основанные на анализе изменения частотного отклика конструкции на эксплуатационные или искусственно создаваемые повреждения.

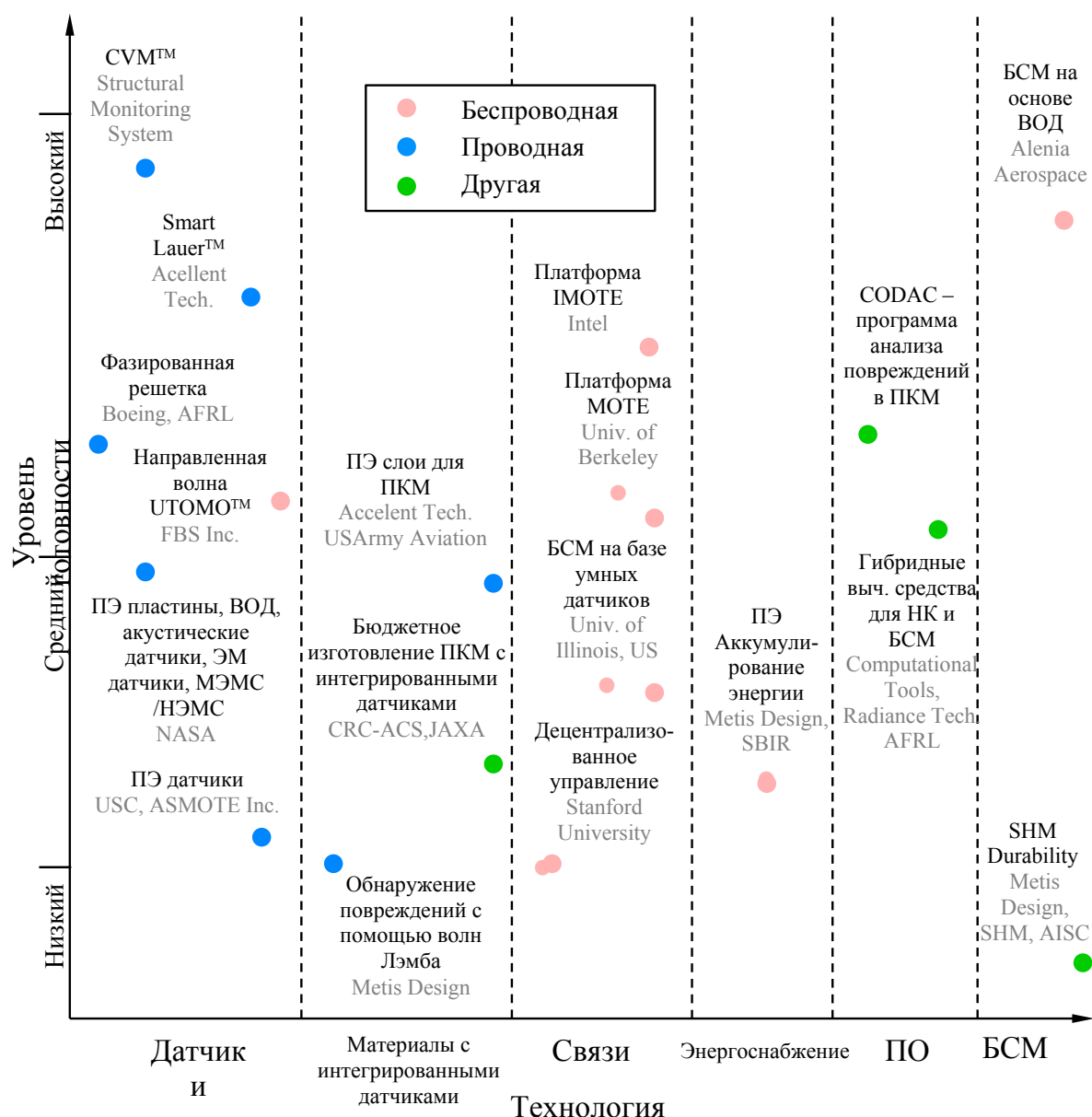


Рисунок 1.6 – Уровни готовности различных технологий БСМ

1.4.1 Датчики

Разработка датчиков для мониторинга развивается в направлении технологий, с помощью которых возможно обнаруживать различные типы практически важных повреждений таких, как трещины, коррозия, нарушение адгезии, расслоения, ударные повреждения и т.д., в элементах из металла и ПКМ [23].

Технически датчики, как и другие элементы БСМ, должны удовлетворять следующим требованиям:

- выдерживать заведомо большее количество эксплуатационных циклов, не ниже, чем контролируемые элементы. Для датчиков, неудовлетворяющих этому условию, должна быть разработана эффективная система резервирования;
- не приводить к заметному изменению целостности конструкции и не уменьшать её прочность, обеспечивая при этом заданные ресурсные характеристики контролируемых элементов конструкции;
- обеспечивать возможность ремонта и замены, утративших способность получать и передавать информацию элементов системы мониторинга;
- иметь минимальный объём и вес;
- иметь возможность дополнения и расширения системы контроля на тот случай, если дополнительные опасные с точки зрения прочности места будут обнаружены в эксплуатации.

В настоящее время этим требованиям соответствуют целый ряд датчиков, в основе которых лежат различные физические принципы:

- датчики акустической эмиссии (АЭ) [24]: пассивные датчики фиксируют акустические сигналы при растрескивании матрицы, появлении расслоений, разрушении волокон и т.п.;
- акустические ультразвуковые датчики (АУ): сеть пьезоэлектрических датчиков посылает и получает ультразвуковые импульсы, чтобы идентифицировать и описать повреждение на основе анализа полученных сигналов;
- вакуумные системы (Comparative Vacuum Monitoring – CVM): мельчайшее поступление воздуха можно обнаружить при нарушении герметичности элементов, в которых был создан вакуум, вследствие возникновения трещины в материале;
- проволочные датчики трещин (ПДТ): разрыв проволочек вследствие возникновения трещины или другого повреждения служит сигналом тревоги;

- датчики, использующие электромагнитную интерференцию (ЭМИ): используются встроенные пьезоэлектрические датчики и анализатор уровня сигнала. Повышение уровня сигнала относительно базового значения вследствие попадания в повреждение смазки, влаги или другой жидкости свидетельствует о наличии расслоения;
- фольговые вихретоковые датчики (ФВТД): датчики генерируют поля вихревых токов в проводящих материалах, которые нарушаются трещинами и коррозионными повреждениями;
- ВОД на основе решёток Брэгга (ВРБ): наиболее применяемый метод использования ВОД с ВРБ – это использование его для измерения температуры, деформаций и вибраций;
- датчики визуализации ультразвука (ВУ): миниатюрные, интегрированные сети датчиков генерируют сигнал через материал элемента конструкции. Изменения в отражении сигнала свидетельствуют о нарушениях сплошности или повреждении;
- ТР: традиционные тензорезисторы, предназначенные для регистрации деформаций.

В таблице 1.2 приведены области применения основных типов датчиков.

В настоящее время мониторинг состояния стал одним из необходимых средств сопровождения сертификационных статических и усталостных натурных испытаний во многих лабораториях [25].

В работе [26] представлен пример использования датчиков АЭ для мониторинга горизонтального стабилизатора из углепластика при натурных испытаниях широкофюзеляжного Boeing 777. Также системы АЭ использовались при статических испытаниях на предельные нагрузки и разрушение для идентификации и оценки докритического распространения повреждений и определения последовательности разрушения отдельных элементов конструкции.

Применение различных датчиков (СVM, ПДТ, ФТВД, АЭ) при натурных усталостных испытаниях Airbus A380 в Тулузе рассмотрено в работе [27]. Установленные на фюзеляже и крыле датчики помогли получить подробную

информацию о зарождении трещин в алюминиевой конструкции планера, центроплане крыла из углепластика и частях фюзеляжа из алюмостеклопластика класса СИАЛ.

Таблица 1.2 – Области применения основных типов датчиков [28] (● – подходит, ● – подходит наилучшим образом)

Тип повреждения	Тип датчика										
	CVM	ФТВД	АЭ	ВУ	ПДТ	IDDS	АУ	ВРБ	ЭМИ	CVM-ТТ	ТР
Обнаружение и оценка наличия трещины	●	●		●							
Обнаружение и оценка разрушения	●			●	●						
Обнаружение и оценка удара			●			●		●			
Обнаружение и оценка расслоения			●	●			●	●		●	
Оценка качества адгезии								●	●	●	●
Мониторинг ремонтных накладок								●		●	●
Обнаружение и оценка нарушения адгезии			●					●		●	
Мониторинг деформ./напряжений								●			●

1.4.2 Тестовые бортовые системы мониторинга

В настоящее время полноразмерных коммерческих БСМ не создано. В таблице 1.3 показано несколько систем, которые проходили тестирование и запущены в опытную эксплуатацию [28]. Как видно из таблицы 1.3, практически все ведущие авиационные фирмы интенсивно ведут исследования БСМ в различных условиях, включая эксплуатационные. Проходящие апробацию тестовые БСМ направлены на решение конкретных проблем, возникающих при эксплуатации транспортных самолётов, а именно:

- определение фактической нагруженности элементов планера при выполнении самолётом широкого спектра задач, для оценки

повреждаемости каждого экземпляра самолёта и индивидуальной корректировки плана ТО (преимущественно используется для элементов из конструкционных материалов, кривые усталости которых имеют большой или средний наклон: $m < 9$);

- контроль целостности отдельных элементов планера, для снижения сложности процедуры технического обслуживания самолёта; оценка степени расходования ресурса (задача особо актуальна для ПКМ в части определения интенсивности и места удара) [29, 30].

В качестве примера следует привести систему индикации удара по хвостовой части TSI (tail strike indication), разработанную для семейства Airbus A340-500/600, (применяется также на Airbus A380 [31]). В системе TSI используется два специальных датчика (один для резервирования) для сигнала о контакте хвостовой части фюзеляжа с землёй во время взлёта. Наличие интегрированного датчика касания позволило сэкономить вес благодаря тому, что контакт с землёй исключается из перечня повреждений, на которые должен быть рассчитан самолёт и которые должны быть обнаружены при периодических и оперативных формах контроля, так как это повреждение фиксируется и устраняется сразу же после появления.

Другим примером является система мониторинга нагруженности LTMS (Life-Time Monitoring System), которая дополнительно устанавливается на самолёт Airbus A400M [32]. В ней используются датчики деформаций, с помощью которых измеряются действующие нагрузки, включая перегрузки, параметры жёстких посадок и регистрируется полное количество полётных циклов. Полученные данные используются для оптимизации графика технического обслуживания.

Недостаточная точность определения эксплуатационных нагрузок по параметрам полёта для некоторых режимов стала причиной разработки системы мониторинга нагружения на основе датчиков деформации для учебно-боевого самолёта AMX [33]. Системой выполнялся непрерывный сбор показаний

тензорезисторов и передача данных через определённые интервалы для анализа нагрузки особенно ответственных мест конструкции самолёта.

Таблица 1.3 – Системы, проходящие тестирование и опытную эксплуатацию

Технология (поставщики оборудования)	Прототипы в эксплуатации	
	Вид объектов контроля	Название системы мониторинга, название объекта контроля, цель разработки
АЭ (AE Physical Acoustics Corp (PAC, Princeton Junction, NJ, US))		Airborne Acoustic Integrity Monitoring System (AAIMS) on U.S Navy P-3 Orion fleet
АУ (AU Acellent Technologies, SMART Layers)		Обнаружение ударов в районе проёма двери самолёта A350 в наземных и лётных испытаниях
ПДТ		Tail strike indication (TSI) – система обнаружения ударов хвостовой части для A340-500/600 и A380
ТР		Life-Time Monitoring System (LTMS) – система мониторинга нагрузки для A400M
ТР, ПДТ		Система мониторинга нагрузки (CMH-200) для Бе-200
ТР		Система мониторинга нагрузки на основе датчиков деформации (strain gauge based load monitoring) для учебно-боевого самолёта AMX trainer
ВОД		Система мониторинга состояния и предупреждения пожара (online structural health and fire monitoring system) для Comp Air 12

Продолжение таблицы 1.3

Распределённая система измерения LUNA (Advanced Photonix)		Обнаружение повреждений в элементах из ПКМ с помощью БСМ для БПЛА Milano
ВОД		Обнаружение повреждений от ударных воздействий в киях из ПКМ с помощью БСМ для БПЛА Heron

Аналогичные системы мониторинга нагруженности создаются и в России. Система мониторинга нагрузок самолёта Бе-200ЧС СМН-200, производимая НПП «Мера», предназначена для учёта нагрузок, накапливаемой повреждаемости и контроля целостности основных силовых элементов самолёта [34]. СМН-200 размещается на борту самолёта Бе-200ЧС с установкой тензодатчиков на элементах конструкции самолёта. Разработанное ПО обеспечивает предполётную подготовку системы мониторинга, анализ максимальных значений, расчёт накопленной повреждаемости с последующей оценкой остатка ресурса и контроль развития обнаруженных трещин. Отличительной особенностью системы являлось использование корпусных, съёмных датчиков деформаций, устройство которых позволяло проводить их своевременную диагностику и ремонт.

В настоящее время фирма Airbus проводит разработку акустической ультразвуковой системы, предназначенной для обнаружения нарушения адгезии стрингера в композитной окантовке дверей самолёта A350 XWB. Согласно данным, полученным из опыта эксплуатации магистральных самолётов, 15% ударов приходится на двери, из них 22% приходится на окантовку грузовых люков и 31% – на окантовку пассажирских дверей. Использование датчиков БСМ позволит обнаруживать, не имеющие видимых признаков, повреждения от ударов, а также исключить необходимость внутреннего осмотра, который требует демонтаж элементов конструкции.

Тестируемая акустическая ультразвуковая система, изготовленная фирмой Acellent Technologies, состоит из специально спроектированной сети датчиков

SMART Layer – полиимидных плёнок, в которых пьезоэлектрические датчики обмениваются между собой сигналами, посылая и принимая ультразвуковые поверхностные волны (волны Лэмба) [35, 36]. Анализ изменения этих сигналов относительно базовых характеристик позволяет проводить оценку параметров повреждения. Опрос датчиков производится переносным диагностическим модулем, с помощью которого определяется размер и местонахождение повреждения и проводится индикация в случае отсутствия или наличия повреждения. Система может быть доработана для подсоединения к бортовой системе диагностики по запросу или в автоматическом режиме.

Рассмотренный опыт разработки и применения БСМ в летных испытаниях свидетельствует о важности поиска надёжных методов контроля и необходимости комплексного подхода при применении этих методов в условиях реальной эксплуатации. Разработчиком должен быть учтен широкий спектр возникающих проблем, что может привести к увеличению объема испытаний и летного эксперимента.

1.5 Методы обнаружения повреждений по показаниям БСМ

Методы интерпретации показаний БСМ связаны как с устройством датчиков, которые используются в её комплексе, так и со сложностью решаемых с помощью БСМ задач. Для большинства датчиков при обнаружении повреждений может использоваться простая связь между зарегистрированными показаниями и дефектами. В основе такой связи используется пороговое значение, превышение которого свидетельствует о наличии повреждения.

На рисунке 1.7 показана зависимость сигнала, полученного пьезоэлектрическим (рисунке 1.7 (а)) и вакуумным (рисунке 1.7 (б)) датчиками от наработки. Наиболее часто данный способ используется при работе с датчиками, которые устанавливаются непосредственно в местах образования и роста дефектов (вакуумные и проволочные датчики). Показания таких датчиков имеют слабую зависимость от условий эксплуатации.

В работе [37] представлено экспериментальное исследование НДС кессона БПЛА из ПКМ при возникновении повреждений с помощью распределённой

системы измерения деформаций (рисунок 1.8). При обработке результатов исследования использовался метод главных компонент (PCA – Principal Component Analysis), позволяющий уменьшать размерность данных без потери значимой части информации посредством выбора нового базиса (рисунок 1.8 (а)).

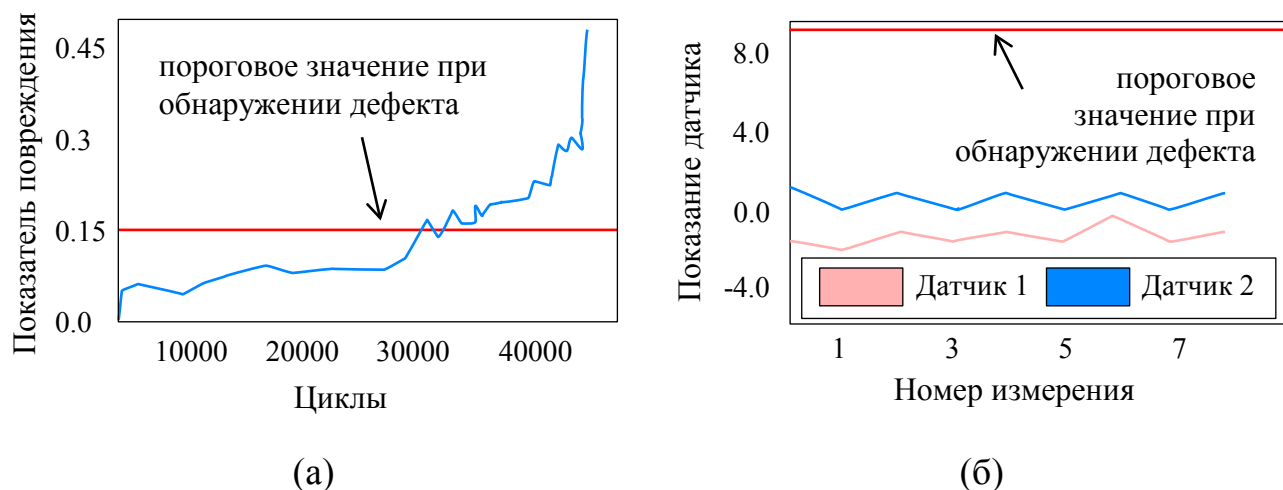


Рисунок 1.7 – Пример использования порогового значения для обнаружения повреждений ((а) – пьезоэлектрический датчик; (б) – вакуумный датчик [25])



Рисунок 1.8 – Применение распределённой системы измерения деформаций при испытаниях БПЛА ((а) – БПЛА MILANO; (б) – установка для испытания кессона крыла БПЛА с установленной системой LUNA (п. 1.8))

Для обнаружения дефектов использовался показатель повреждения (Q-index – мера расстояния между элементом данных и его проекцией на подпространство меньшей размерности (рисунок 1.9 (а) [38]), определяющий степень соответствия данных, полученных на повреждённой конструкции, эмпирической модели, построенной на основе измерений неповреждённой конструкции (рисунок 1.9). В

работе рассматривались различные варианты дефектов кессона и их влияние на показатель повреждения.

Одним из вариантов анализа накопленных бортовой системой данных является построение связи между повреждениями и показаниями системы мониторинга в виде нейросетевой аппроксимации. Применение НС в задачах мониторинга позволяет исследовать сложные зависимости при недостатке априорной информации и невозможности с требуемой точностью сформировать функциональную связь между собранными данными.

Разработке методов мониторинга, сформированных с помощью применения различных нейросетевых аппроксимаций, посвящены работы множества отечественных и зарубежных авторов.

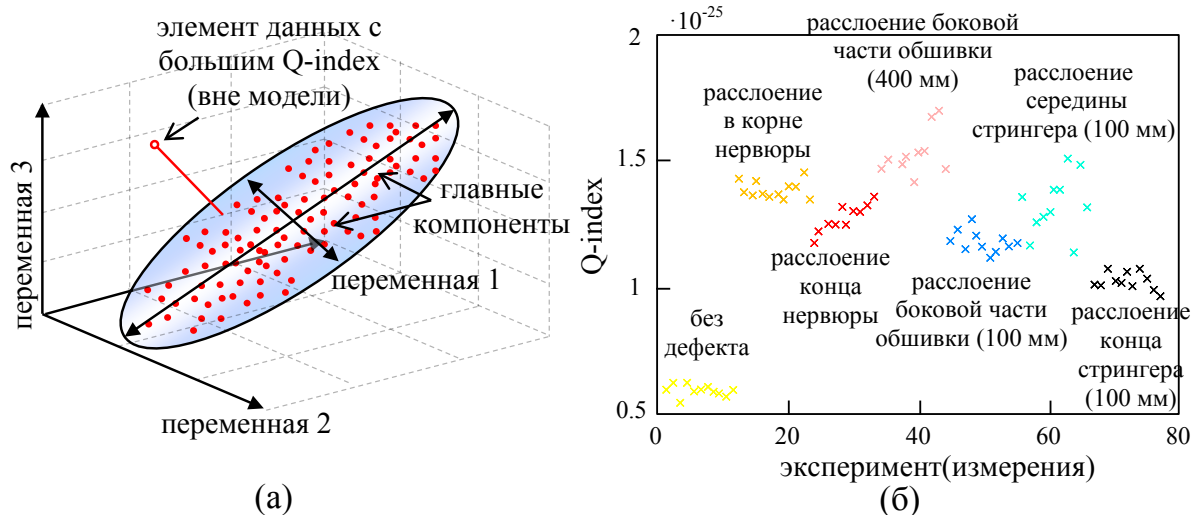


Рисунок 1.9 – Обработка результатов с помощью методов уменьшения размерности ((а) – применение метода главных компонент и Q-index для интерпретации данных; (б) – определение Q-index по деформациям, полученным МКЭ для различных случаев повреждения кессона из ПКМ)

В работе [39] представлен метод обнаружения угловых трещин в образце с отверстием из алюминиевого сплава с помощью волоконно-оптического датчика (рисунок 1.10). Для контроля длины трещины предлагается использовать параметры спектра отраженного света: длину волны, отраженного от волоконной брэгговской решётки (ВРБ) излучения, и полную ширину на уровне половины амплитуды (Full width at half maximum, FWHM, рисунок 1.10 (в), зависимость

формы спектра, отраженного ВРБ света при появлении неоднородностей в ПКМ в виде расслоений, рассмотрена в [40]).

Для надежного обнаружения повреждений авторами разработана зависимость между длиной трещины и параметрами отраженного излучения. Искомая зависимость представляет собой НС в виде трёхслойного персептрона с количеством входных нейронов соответствующих количеству анализируемых параметров отраженного излучения и одним нейроном на выходном слое, соответствующем длине трещины (рисунок 1.10 (б)). Обучение НС проводилось с помощью экспериментальных данных. Показано, что сформированная на базе НС зависимость может использоваться для контроля размера усталостных трещин при обработке параметров отраженного от ВРБ оптического сигнала.

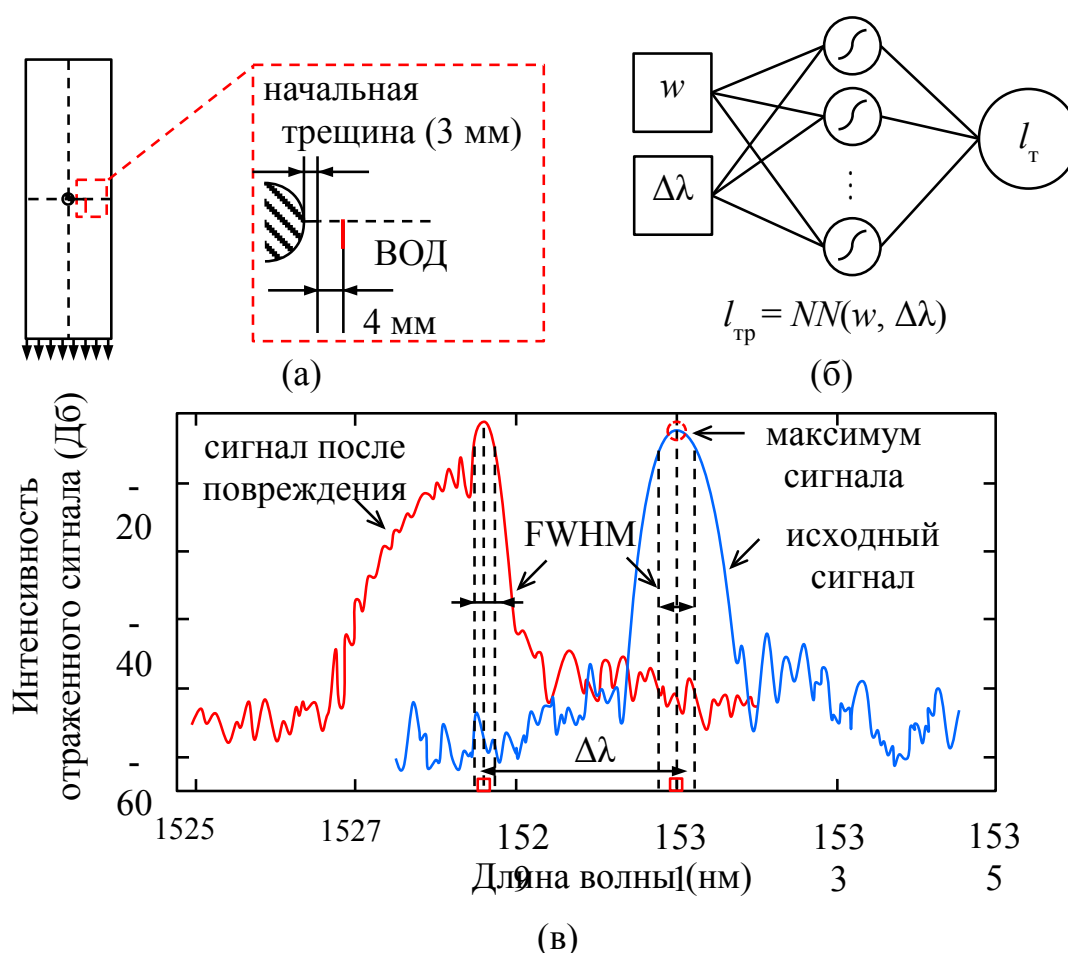


Рисунок 1.10 – Формирование зависимости между параметрами отраженного сигнала: полной ширины на уровне половинной амплитуды – w , смещения длины волны – $\Delta\lambda$ и длины трещины – $l_{тр}$, с помощью НС ((а) – схема образца, (б) – топология НС, (в) – форма сигнала до и после отражения)

В работе [41] рассматривается метод обнаружения многоочаговых трещин в стыках фюзеляжных панелей по показаниям ВОД. Основную часть предложенного метода составляет формирование зависимости в виде НС между возникающими трещинами и деформациями, зарегистрированными волоконно-оптической системой (рисунок 1.11). Для обучения НС использовались коэффициенты ряда Фурье (рисунок 1.11 (б)), полученные при разложении функции деформации – $\varepsilon(x)$, значения которой вычислялись вдоль прямой, расположенной вблизи критического сечения (рисунок 1.11 (а)). В испытаниях функция – $\varepsilon(x)$ определялась по показаниям ВОД, которые располагались таким образом, чтобы между двумя соседними отверстиями находилось не менее пяти точек измерения деформации (рисунок 1.11 (а)). Необходимые для обучения НС исходные данные были получены с помощью конечно-элементного анализа, который включал расчет более одной тысячи моделей исследуемого соединения с различными вариантами расположения трещин.

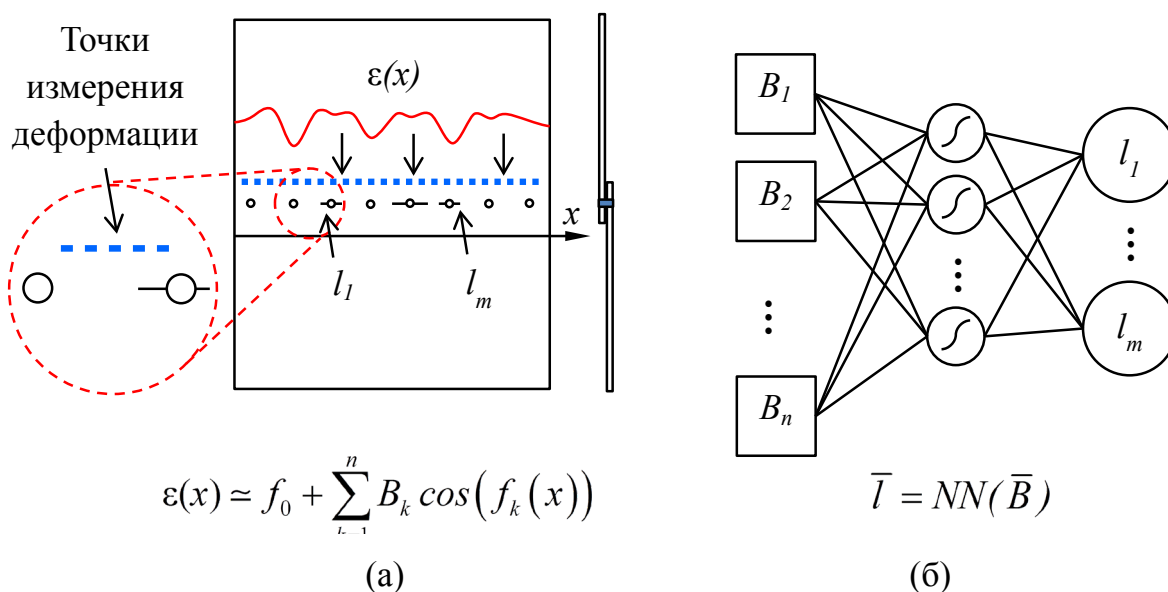


Рисунок 1.11 – Мониторинг многоочаговых трещин по показаниям ВОД ((а) – схема тензометрии образца стыка; (б) – топология НС для обнаружения многоочаговых повреждений)

В работе [42] экспериментально подтверждена эффективность системы мониторинга, которая была разработана на основе, предложенного в работе [41] метода. Апробация метода выполнялась при испытаниях двурядного соединения.

К основным недостаткам подхода авторы относят низкую производительность системы мониторинга ввиду необходимости регистрации и анализа большого объёма экспериментальных данных.

1.6 Мониторинг состояния конструкции по результатам тензометрии

Одним из перспективных направлений мониторинга состояния различных конструкций является анализ местного НДС по данным тензометрии. Основным преимуществом анализа данных тензометрии является большой опыт применения ТР и ВОД в ресурсных испытаниях [43] и при эксплуатации авиационной техники [44]. Для определения необходимых параметров контроля возникающих повреждений путём тензометрии может использоваться МКЭ, который позволяет рассчитывать местные деформации в зонах установки тензодатчиков при наличии дефектов. Измерение деформаций методом тензометрии имеет вполне определённую и сравнительно небольшую погрешность.

Разработке методов мониторинга путем анализа результатов тензометрии посвящены работы множества отечественных и зарубежных авторов, в которых рассмотрены различные вопросы, связанные с особенностью применения датчиков с целью обнаружения дефектов [45, 46, 47, 48, 49, 50].

В работе [51] рассматривается метод обнаружения расслоения стрингера и обшивки в криволинейных подкреплённых фюзеляжных панелях из ПКМ с помощью ВОД. Для контроля состояния панели авторами предлагается анализировать изменение разности показаний ВОД, расположенных вблизи друг друга. При возникновении повреждения связь между действующими напряжениями и разностью показаний ВОД приобретает нелинейный характер. В заключении работы отмечается, что при обнаружении дефектов в ПКМ необходимо учитывать величину приложенных нагрузок и расстояние между дефектом и местом установки датчика.

В работах [52, 53] приведены результаты мониторинга состояния композитной конструкции, состоящей из обшивки и подкрепляющего набора из лонжеронов и нервюр. Повреждения конструкции были нанесены в местах соединения обшивки и элементов подкрепляющего набора, путём удаления

болтов или клея (рисунок 1.12-1.13). Для анализа НДС использовались ТР и ВОД, используемые вместе в каждой контролируемой точке конструкции.

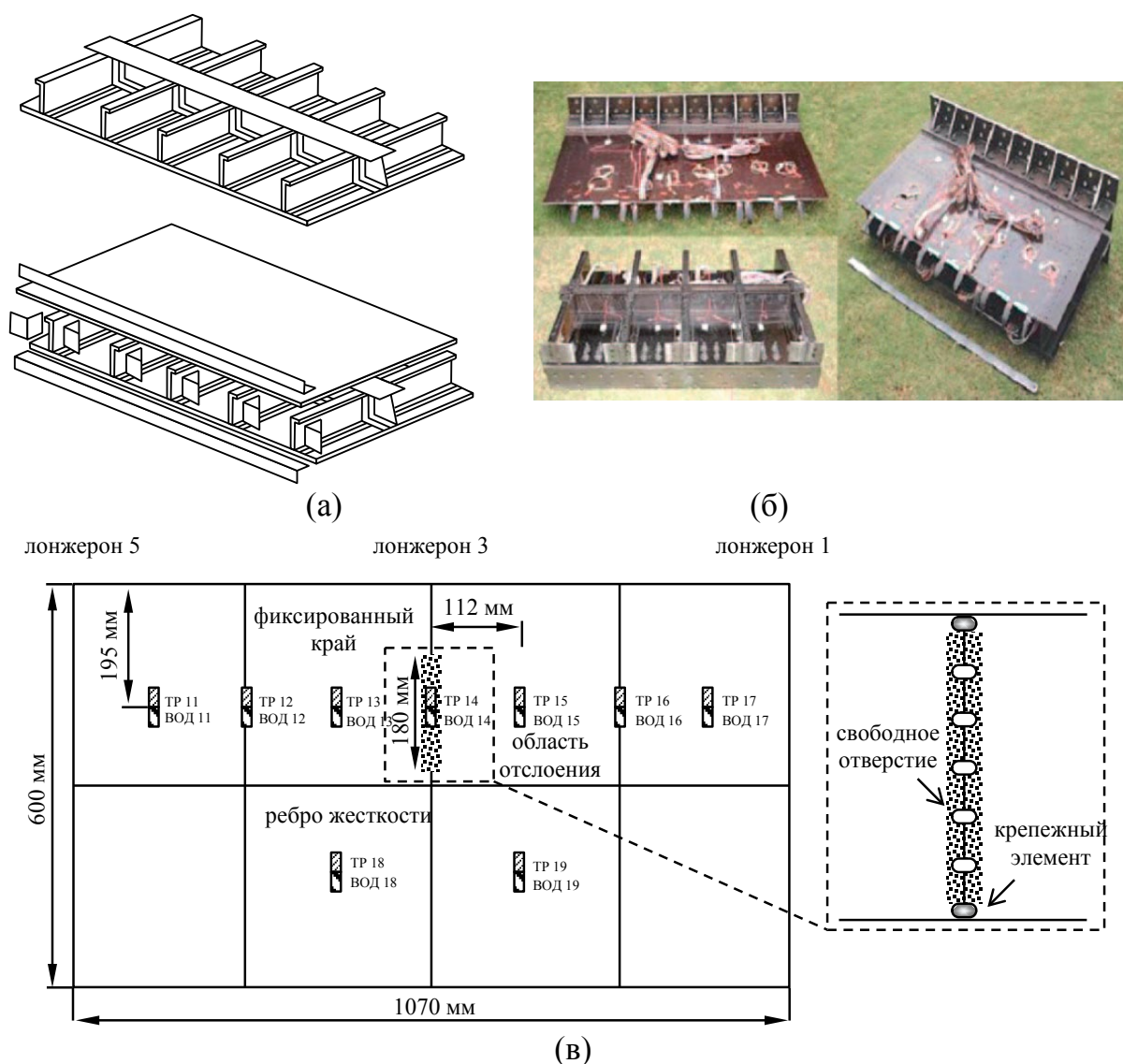


Рисунок 1.12 – Схема кессона из ПКМ ((а) – схема кессона; (б) – общий вид конструкции; (в) – схема тензометрии и дефектов в конструкции (ТР ху; ВОД ху; х=1 – внешняя сторона верхней (скреплённой болтами) обшивки; х=2 – внутренняя сторона верхней обшивки)

Исследование показало, что изменения НДС, вызванные имитацией расслоения/непроклея или разрушением связей, носят локальный характер и достаточно надежно фиксируются только в том случае, если датчик установлен в непосредственной близости от повреждения. Причиной изменения деформаций могут быть как нанесённые повреждения, так и локальная потеря устойчивости,

вызванная дефектами, при этом может быть нарушена линейная связь между прикладываемыми силами и показаниями датчиков. Для обработки результатов тензометрии авторами предложено использовать относительные изменения показаний датчиков для обобщения результатов эксперимента при различных уровнях действующих напряжений в зонах контроля.

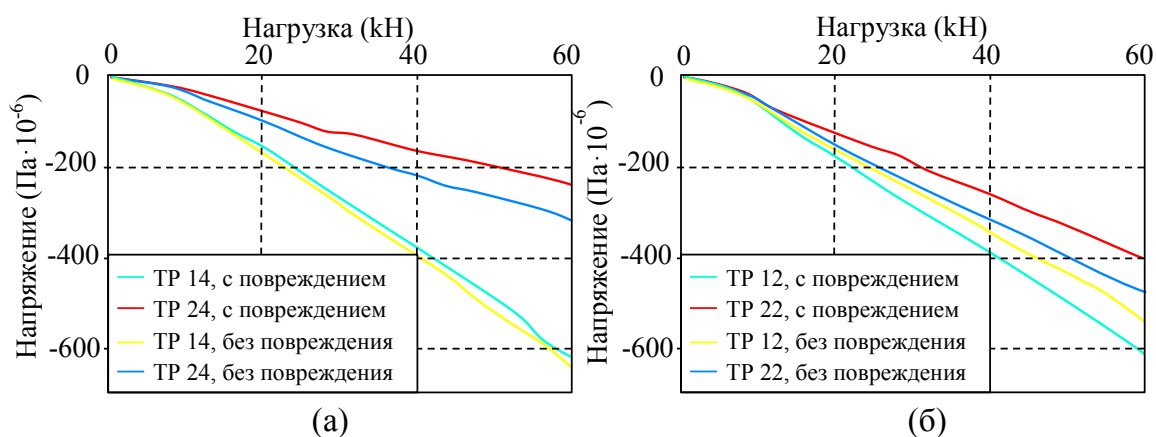


Рисунок 1.13 – Результаты тензометрии при повреждении конструкции ((а) – показания ТР при повреждении одного лонжерона (3 лонжерон); (б) – показания ТР при повреждении двух лонжеронов (2 и 4 лонжероны)

Одной из наиболее важных задач при обнаружении повреждений по данным тензометрии является задача определения мест установки датчиков, таким образом, чтобы зарегистрированные показания позволяли однозначно определить факт повреждения конструкции, а в некоторых случаях установить размер и расположение дефекта. В большинстве работ под определением оптимальной схемы размещения датчиков подразумевается определение оптимальных параметров заданной топологии размещения датчиков с учетом выбранного типа мониторинга.

В работе [54] рассмотрена задача оптимального расположения ВОД деформации при мониторинге состояния элементов конструкции беспилотного ЛА, изготовленной из композитного материала (рисунок 1.14). Для моделирования отклика конструкции балочного кия БПЛА на ударные повреждения использовалась конечно-элементная модель кия, верифицированная по данным тензометрии, полученным из летного эксперимента. Тензометрия каждого кия проводилась с помощью двух

оптических волокон с ВОД интегрированными в композиционный материал верхней и нижней поверхности кия (рисунок 1.12(б)).

Оптимизация схемы размещения датчиков заключалась в выборе положения оптического волокна таким образом, чтобы отличие показаний датчиков в повреждённом и неповреждённом состоянии при эксплуатационных нагрузках была максимальна. Рассматривались варианты установки датчиков на верхней, нижней и боковой поверхности кия. Ударное повреждение моделировалось удалением одного элемента в закруглении угла балки кия.

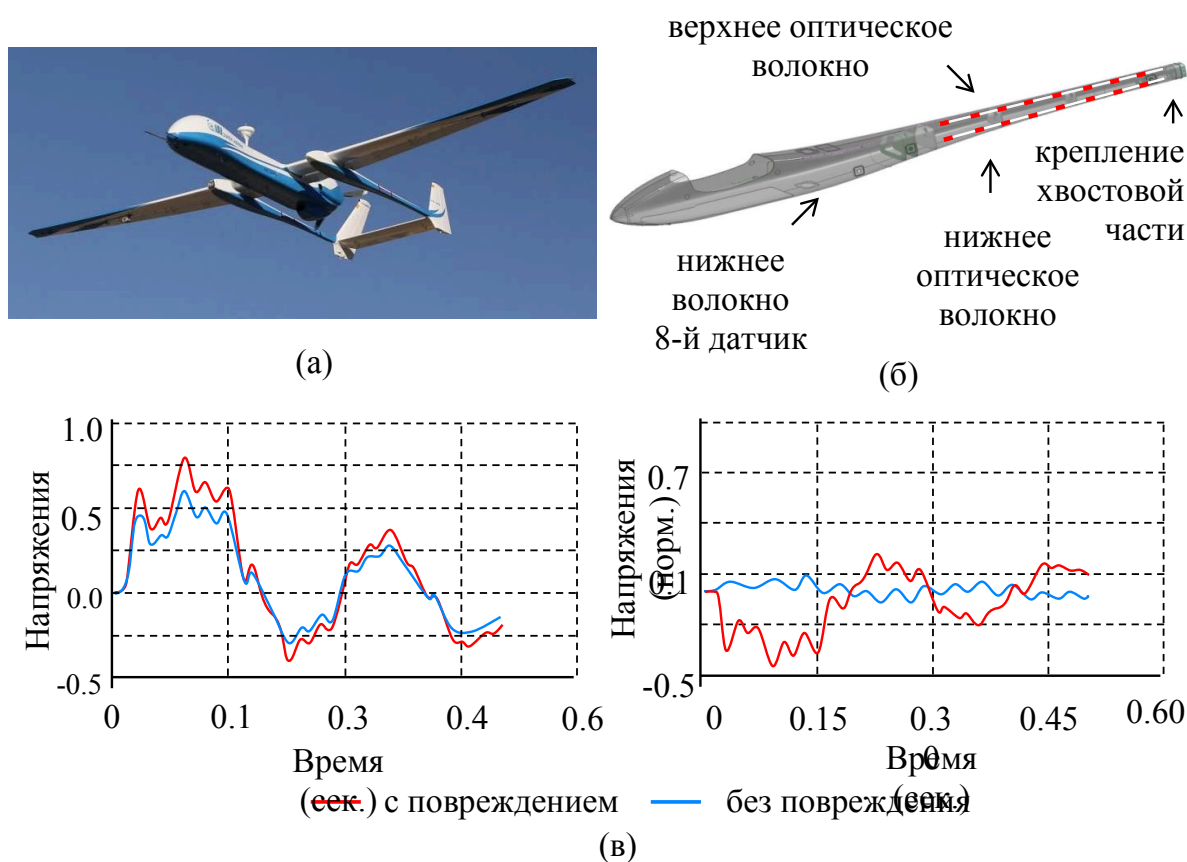


Рисунок 1.14 – Определение оптимальной схемы установки датчиков композитного кия БПЛА ((а) – двухбалочный беспилотный летательный аппарат Heron UAV; (б) – схема установки ВОД в нижней и верхней частях обшивки композитного кия БПЛА; (в) – влияние повреждений на показания датчиков деформации на верхней (слева) и боковой поверхности (справа) композитного кия

На рисунке 1.14 (в-г) показаны рассчитанные МКЭ деформации на верхней и боковой поверхности кия в повреждённом и неповреждённом состоянии.

Наилучшим вариантом, исходя из расчетов, являлся вариант с установкой оптического волокна на боковой поверхности, поскольку в этом случае возникала большая разница деформаций, фиксируемых датчиками (рисунок 1.14(г)).

В работе [55] рассматривается задача оптимального размещения датчиков, интегрированных в композиционный материал в зоне наиболее вероятного возникновения расслоения лопасти из ПКМ (рисунок 1.15(а)). Деформации в местах установки ВОД были получены с помощью МКЭ (рисунок 1.15(б)) и использовались для построения зависимости в виде НС между показаниями датчиков и повреждением. Под оптимизацией в данной задаче подразумевалось определение минимального количества датчиков, позволяющих установить связь между измеряемыми деформациями и параметрами расслоения с определённой точностью. Автором показана возможность использования сформированной НС для восстановления показаний вышедших из строя датчиков.

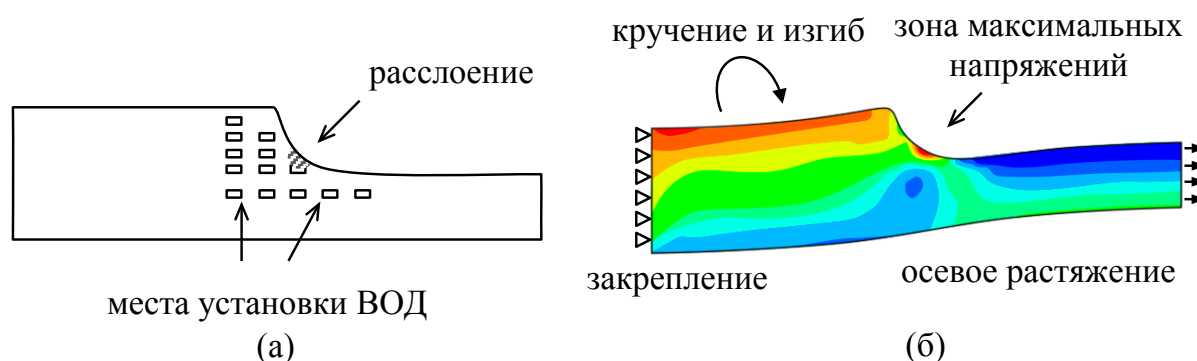


Рисунок 1.15 – Мониторинг расслоений элемента лопасти вертолѐта из ПКМ

((а) - схема установки датчиков вблизи вероятного расслоения лопасти;

(б) - конечно-элементная модель лопасти)

В работах [56, 57] решалась задача подбора оптимального шага прямоугольной сетки датчиков, встроенных в ПКМ для обнаружения расслоений. Авторами предложен алгоритм последовательных приближений, в котором на каждой итерации путѐм сравнения изменения показаний датчиков в узлах квадрата, в пределах которого находится повреждение, с порогом чувствительности ВОД подбирается размер шага. В работе показан пример

обнаружения расслоения эллиптической формы и определения его размеров в условиях эксперимента.

Теоретический подход к определению оптимальной схемы установки датчиков представлен в работе [58]. В качестве одного из примеров в работе рассмотрено обнаружение повреждения в пластине из алюминиевого сплава (рисунок 1.16). Влияние повреждений на НДС пластины рассчитывались МКЭ. Для связи дефектов и показаний датчиков использовалась нейросетевая аппроксимация. Оптимальные места установки датчиков определялись с помощью генетического алгоритма, целевая функция для которого рассчитывалась исходя из относительного количества неправильных результатов, полученных НС.

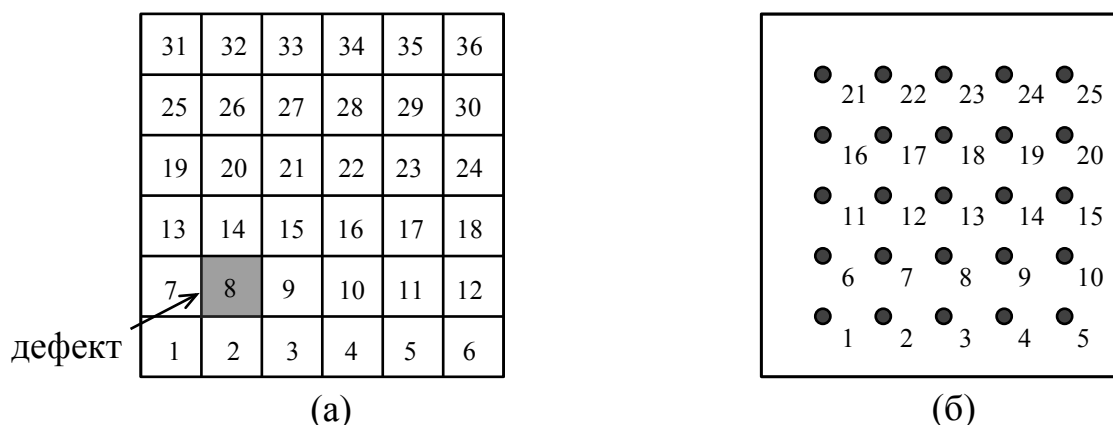


Рисунок 1.16 – Использование МКЭ для моделирования повреждений в пластине из алюминиевого сплава ((а) - моделирование повреждения с помощью уменьшения модуля упругости элементов в зоне повреждения № 8; (б) - положение потенциальных мест размещения датчиков)

В таблице 1.4 приведена зависимость количества используемых для мониторинга датчиков от вероятности ложной идентификации. В работе показано, что оптимальный набор из N датчиков может не включать оптимальный набор из $N-1$ датчиков, таким образом, выход из строя одного датчика может существенно повлиять на эффективность обнаружения повреждений. Для разработки методов определения оптимальной, отказоустойчивой схемы установки датчиков авторами предложено использовать элементы теории информации совместно с методами комбинаторной оптимизации.

Таблица 1.4 – Результаты определения оптимальной схемы установки датчиков с помощью генетического алгоритма при обнаружении повреждений в алюминиевой пластине

Число датчиков	Оптимальный набор датчиков	Вероятность ложной идентификации с помощью НС
12	1, 2, 3, 5, 9, 10, 11, 16, 20, 21, 23, 25	0.0011
8	1, 5, 8, 11, 14, 16, 23, 25	0.012
6	4, 6, 15, 16, 23, 25	0.04
4	5, 7, 16, 24	0.18
2	2, 23	0.54

Представленный обзор методов мониторинга состояния по данным тензометрии показывает, что значительная часть работ посвящена определению оптимальных мест установки датчиков. Оптимизация при этом понимается как в смысле выбора такой схемы, при которой с помощью анализа результатов тензометрии можно зафиксировать повреждения наиболее надежно, так и в смысле уменьшения количества используемого оборудования.

1.7 Методы измерения деформаций

Для всестороннего исследования НДС современных авиационных конструкций используется большое количество методов измерения, значительную часть из которых представляют контактные методы. Методы измерения деформаций при натурных испытаниях можно разделить на три группы:

- точечные датчики – преобразователи, фиксирующие деформации в небольшой области, осреднённое значение деформации при этом соотносится с центром датчика (ТР, ВОД);
- распределённые системы – измерительные устройства с оптическими волокнами. Результатом работы системы является распределённое значение деформации вдоль линии установки волокна [59] ;
- системы анализа цифровых изображений – устройства, в которых сбор первичных данных для измерения деформаций выполняется одной или несколькими цифровыми камерами. Результатом работы систем является

поле деформаций поверхности исследуемого объекта (методы видеограмметрии: монограмметрия, стереограмметрия и т.п.).

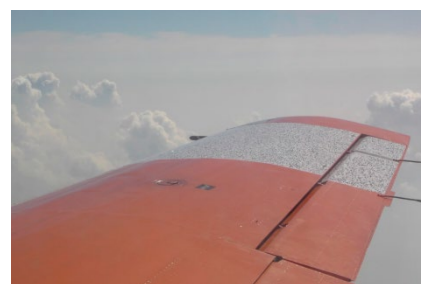
Бортовое оборудование современных самолётов, должно быть компактным и мало весить, но вместе с тем регистрируемые системами данные должны иметь достаточные для обнаружения дефектов объём и полноту. Таким требованиям в наибольшей степени удовлетворяют распределенные системы измерения на основе оптических волокон и системы видеограмметрии.



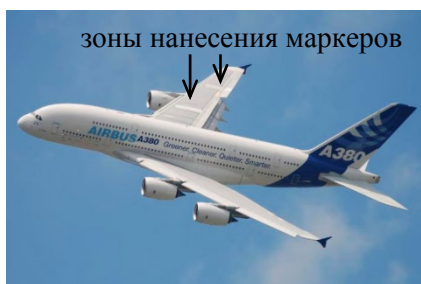
(а)



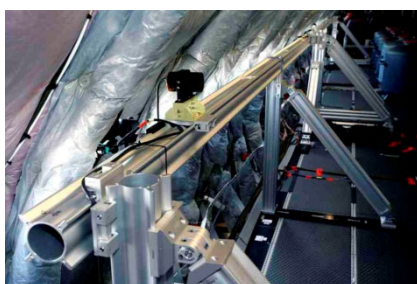
(б)



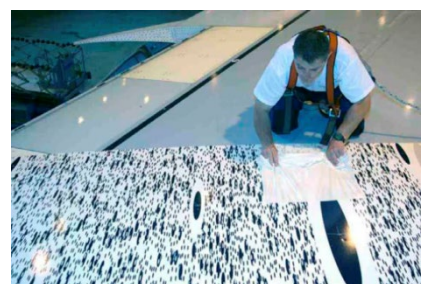
(в)



(г)



(д)



(е)

Рисунок 1.17 – Апробация систем видеограмметрии для бесконтактного трёхмерного анализа деформаций и перемещений крыла при лётных испытаниях: (а) – самолет Fairchild Metro II с системой стереограмметрии; (б) – общий вид системы стереограмметрии; (в) – спекл-структура на поверхности исследуемого элемента; (г) – самолет A380 с системой видеограмметрии; (д) – система видеограмметрии с пятью камерами; (е) – процедура нанесения маркеров на верхнюю поверхность крыла.

В настоящее время возможности бесконтактных измерений системами видеограмметрии повсеместно ([60] рисунок 1.17) исследуются в летных испытаниях, однако, специфичные требования, необходимые при съёмке деформируемого объекта на камеру (свободное пространство между камерой и

объектом, освещение объекта и т.д.) в общем случае не могут быть удовлетворены при эксплуатации ВС. Возможности комплексного исследования НДС с помощью видеограмметрии [61, 62] могут быть использованы для разработки эффективных способов мониторинга натурных конструкций при испытаниях.

Использование точечных датчиков для задач мониторинга наиболее целесообразно при беспроводном способе передачи данных. Различные устройства такого типа используются в данный момент для мониторинга строительных конструкций (рисунок 1.18).

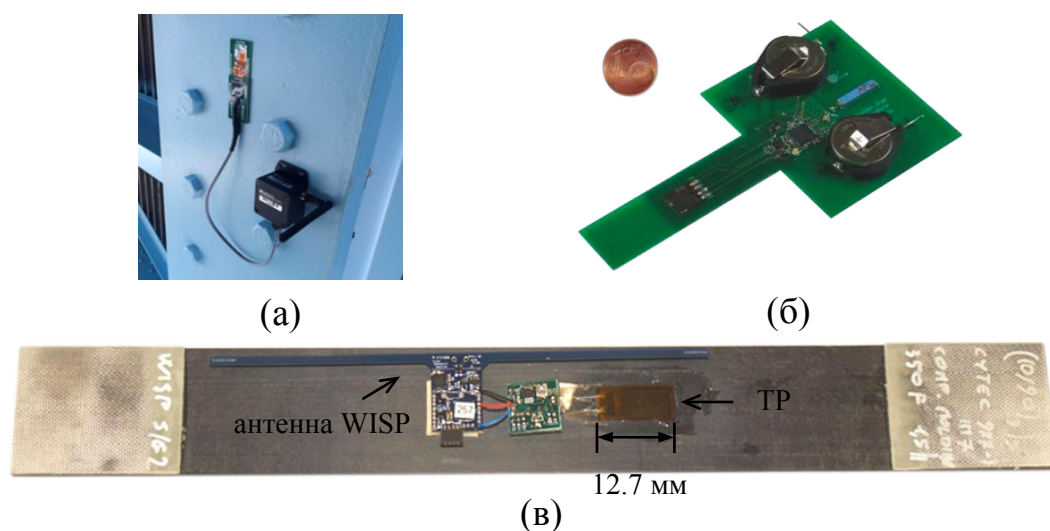


Рисунок 1.18 – Беспроводные точечные датчики, используемые для мониторинга зданий и сооружений гражданского назначения ((а) – беспроводной датчик, используемый для контроля элементов моста; (б) – беспроводной датчик, используемый для мониторинга состояния лопаток ветрогенераторов [63]; (в) – беспроводное устройство без элементов питания, разработанное для исследования конструкций из ПКМ, беспроводной идентификатор и зондируемая платформа (Wireless Identification and Sensing Platform, WISP) [64])

1.8 Методы интерпретации данных

Совокупность действий, составляющая процедуру анализа полученных БСМ данных, включает решение стандартных задач, возникающих при интерпретации больших массивов информации. Ниже приведены задачи, которые

встречаются при обработке данных БСМ наиболее часто, и методы решения этих задач:

- разработка методов аппроксимации зависимостей (например, формирование связи между показаниями БСМ и повреждениями; методы: регрессионный анализ, искусственные нейронные сети (Artificial Neural Networks, ANN), метод опорных векторов (Support Vector Machine, SVM) и т.п.);
- уменьшение размерности данных (например, обработка показаний БСМ; методы: метод главных компонент (Principal Component Analysis, PCA), ANN и т.п.);
- поиск оптимального решения (например, определение схемы установки датчиков и их оптимального количества; методы: градиентные методы, генетический алгоритм (GA), муравьиный алгоритм (ACO), метод роя частиц (PSO), метод имитации отжига (SA) и т.п.);
- классификация/кластеризация данных, например, определение типа повреждения методами: SVM, ANN, модель гауссовой смеси (Gaussian Mixture Model, GMM), нечеткая логика (Fuzzy Logic), дерево решений (Decision Tree) и т.п.).

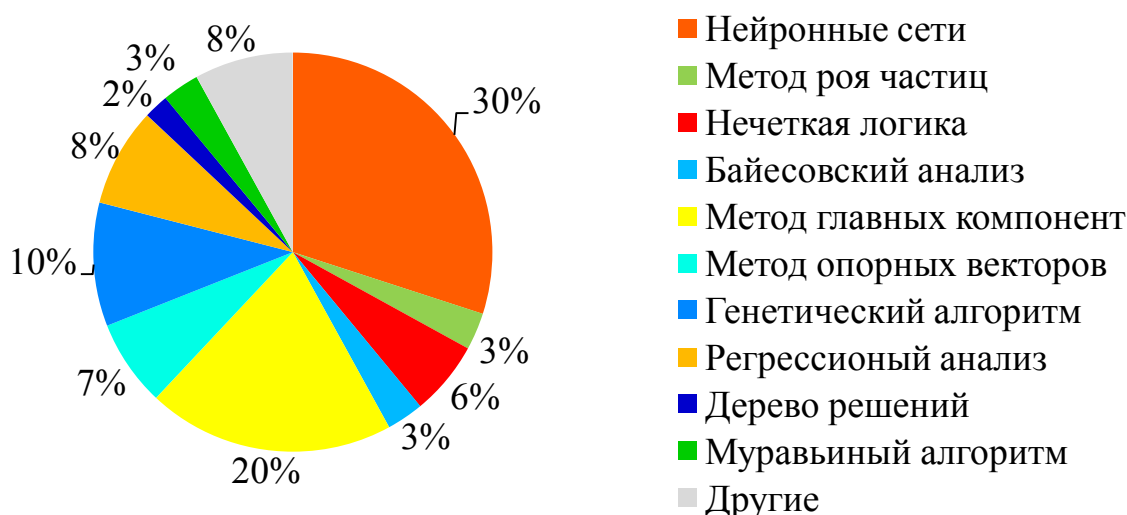


Рисунок 1.19 – Распределение научных работ по методам интерпретации данных, которые используются для мониторинга состояния различных конструкций [65]

В работе [65] приведены данные об использовании различных подходов при интерпретации данных в задачах мониторинга (рисунок 1.19). Большую часть представленных подходов, представляют собой методы машинного обучения, позволяющие выявлять и анализировать эмпирические закономерности в зарегистрированных системой мониторинга данных.

1.9 Обеспечение прочности элементов с многоочаговыми повреждениями

Оптимальная в весовом плане и с точки зрения ресурса конструкция самолёта должна быть равновыносливой и, в целом, представлять собой совокупность идентичных по долговечности частей. Конструкция считается спроектированной нерационально, если её ресурс определяется небольшим числом или даже одним существенно менее долговечным по сравнению с другими концентратором, поскольку подобное проектирование предполагает наличие необоснованных запасов долговечности для других мест [66].

В действительности создать абсолютно равновыносливую авиационную конструкцию невозможно, однако отдельные элементы или близко расположенные зоны могут иметь приблизительно равную долговечность. Без правильного подхода к эксплуатации таких мест в конструкции самолёта могут возникать многоэлементные (MSD – Multiple Site Damage) и многоочаговые повреждения (MED – Multiple Element Damage) [6, 67, 68].

К числу основных задач при обеспечении живучести конструкций с многоочаговыми трещинами относятся задачи расчетной оценки остаточной прочности и длительности развития дефектов. Наибольшее внимание в зарубежной практике уделялось задаче остаточной прочности конструкции герметичных фюзеляжей с многоочаговыми трещинами в продольных стыках листов внахлест. При этом в большинстве расчетов принималось предположение, что в конструкции с многоочаговыми трещинами имеется одна лидирующая трещина и много малых вторичных трещин в смежных концентраторах. Отечественный опыт включает определение остаточной прочности фюзеляжа и крыла [69, 70, 71, 72]. В таблице 1.5 приведены примеры использования

различных методов для оценки остаточной прочности элементов авиаконструкций с многоочаговыми повреждениями.

Таблица 1.5 – Методы определения остаточной прочности при многоочаговом повреждении

Название/описание метода	Пример/ссылки
Метод оценки остаточной прочности на основе анализа положения и размеров зон пластичности (рисунок 1.20(а)): $r_p = 1/2\pi(K_I/\sigma_{0.2})^2$, где r_p – радиус зоны пластичности, K_I – КИН по первой моде, $\sigma_{0.2}$ – предел текучести материала. Критерий разрушения при многоочаговом повреждении определяется касанием краёв зон пластичности.	MSD в полосе с концентраторами [73, 74]
Угол раскрытия усталостной трещины – СТОА (Crack Tip Opening Angle) или величина раскрытия трещины при вершине – СТОД (Crack Tip Opening Displacement). Устойчивый рост трещины в упруго пластическом материале происходит при действующем значении СТОА меньше критического (рисунок 1.20(б)).	MSD в элементах подкрепляющего набора и обшивке фюзеляжа [75, 76, 77]
Метод виртуального закрытия трещины – VCCT (Virtual Crack Closure Technique).	MSD в криволинейной панели [78]
Метод R -кривых	MSD в виде лидирующей трещины и малыми вторичными трещинами [79]

Критерий остаточной прочности в виде произведения безразмерного коэффициента на предел текучести материала представлен в работе [71]:

$$\sigma_{dest} = \alpha \sigma_{0.2} \quad (1.1)$$

где σ_{dest} – разрушающие напряжения в сечении нетто, в которой находятся трещины. При вычислении напряжений нетто учитываются ослабление сечения за счет отверстий и трещин; $\sigma_{0.2}$ – предел текучести материала; α – безразмерный коэффициент, определяемый эмпирическим способом.

Известные из результатов испытаний натуральных конструкций значения α , представлены в таблице 1.6.

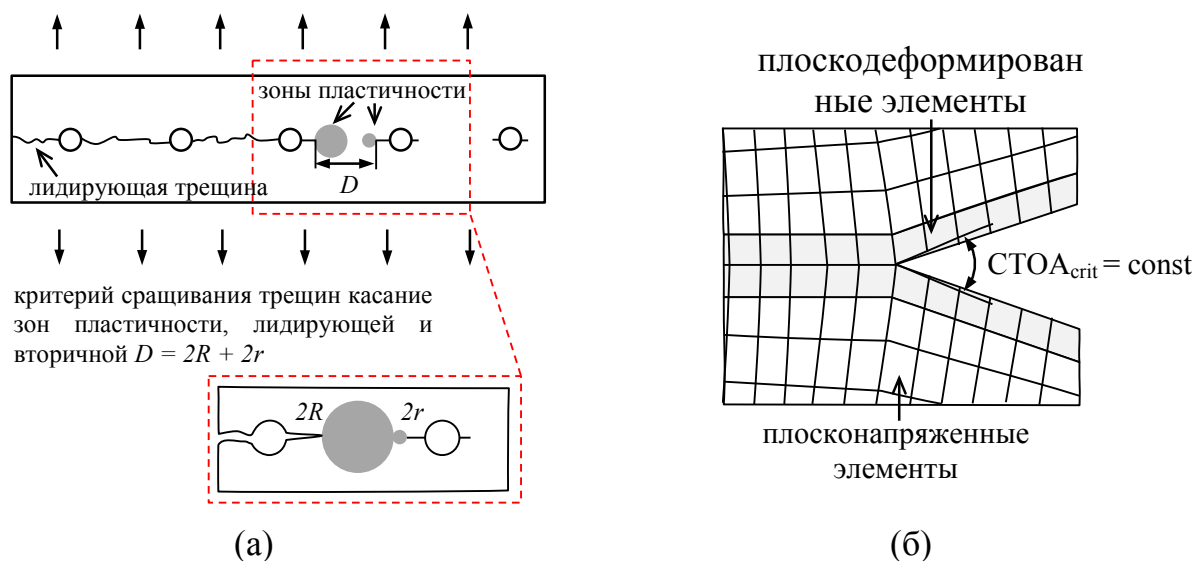


Рисунок 1.20 – Критерии остаточной прочности ((а) – критерий соединения трещин; (б) – критерий критического угла раскрытия трещины)

Таблица 1.6 – Образцы с многоочаговыми трещинами, используемые при экспериментальном определении значения α

Описание образца	Количество образцов (шт.)	Значение α
Герметичный фюзеляж Ан-24 с продольными стыками обшивки внахлёт	2	0.48-0.63
Герметичный отсек фюзеляжа самолёт Ил-86 с трёхрядным заклёпочным соединением обшивки	1	0.57
Образцы продольного стыка обшивки фюзеляжа с тремя рядами заклёпок (толщина листов 2 мм, диаметр заклёпок 4.8 мм) [80]	3	0.47-0.57

Исследованию длительности роста многоочаговых усталостных трещин численными и аналитическими методами посвящены работы множества отечественных и зарубежных авторов [81, 82, 83, 84, 85, 86, 87]. Результаты, представленные в этих работах, позволяют прогнозировать снижение прочности и разрушение конструкции при многоочаговом повреждении.

В работе [88] проанализирован рост многоочаговых трещин в панелях гермофюзеляжа. Расчет КИН выполнялся с помощью метода MVCCI (Modified Virtual Crack Closure Integral). В результате расчета определены напряжения в критическом сечении и КИНЫ при различной длине трещин. Показано, что при увеличении длины трещин среднее значение напряжения в критическом сечении достигает предела текучести раньше, чем КИНЫ трещин достигают критического значения. На основе исследования авторы предлагают в качестве критерия разрушения стыка при многоочаговом повреждении использовать сравнение напряжения в критическом сечении с пределом текучести материала, что соответствует $\alpha \approx 1$ (1.1).

В работе [89] представлено исследование многоочаговых трещин в соединении листов обшивки внахлест (рисунок 1.21). В работе рассматривается взаимное влияние трещин на разных стадиях развития для трёх вариантов расположения дефектов (рисунок 1.21(г)). Результаты расчета верифицировались с помощью эксперимента, в котором для уменьшения изгиба применялась специальная оснастка при испытании образцов соединения. При экспериментальном исследовании роста трещин с учетом особенности нагружения стыка (без изгиба) очаг трещин располагался в месте перехода потайной головки в цилиндрическое тело заклёпки (рисунок 1.21 (б)).

Форма фронта вышедшей за пределы потайной головки заклепки трещины принималась прямолинейной. КИН вдоль фронта трещины рассчитывался с помощью значений КИН на наружной – K_f и на внутренней – K_b поверхностях листа (рисунок 1.21(б)). Увеличение длины трещин рассчитывалось по итерационной процедуре с помощью МКЭ и зависимости Пэриса [90]. В качестве критерия разрушения использовалось касание зон пластичности на конце трещин или касание зоны пластичности соседнего отверстия.

В результате работы показано, что скорость развития трещин при многоочаговом повреждении на завершающей стадии в несколько раз выше скорости развития одной трещины, что обусловлено как взаимным влиянием

трещин, так и влиянием повышенной концентрации напряжений вблизи отверстий.

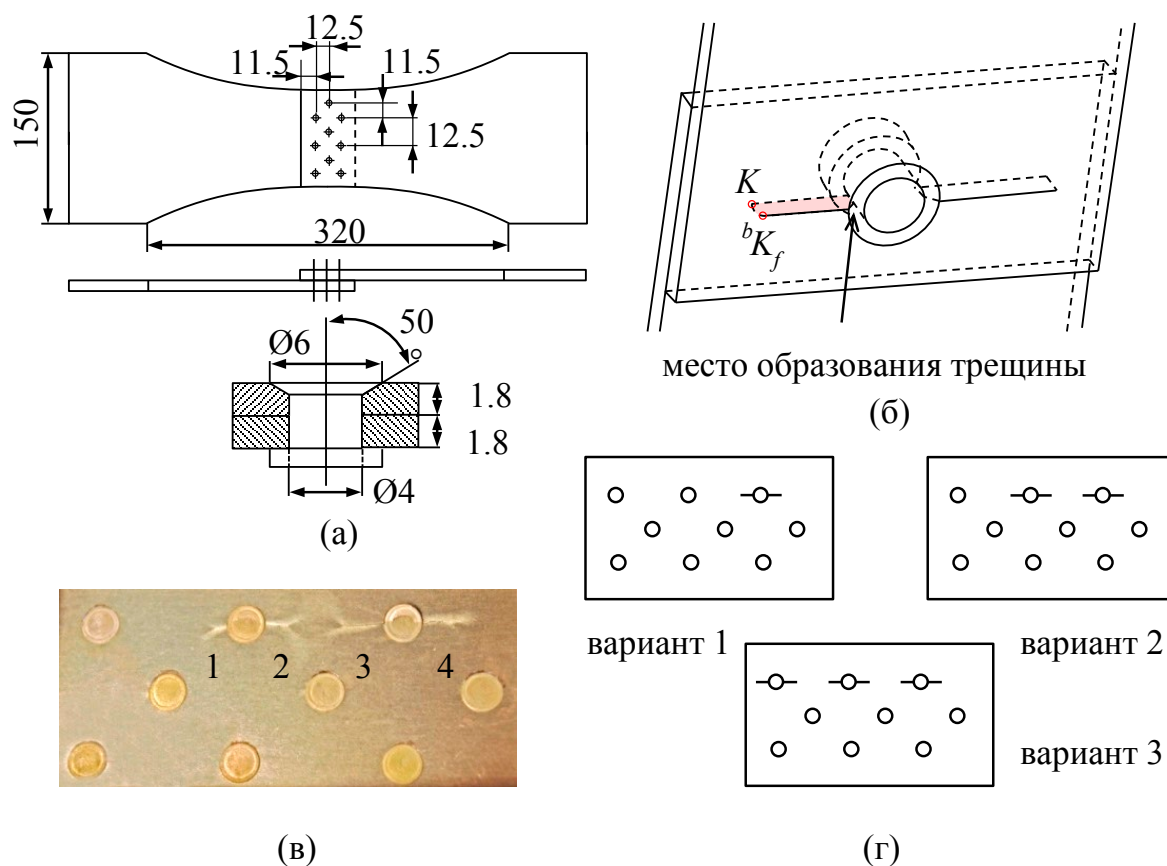


Рисунок 1.21 – Исследование многоочаговых трещин на образцах продольного стыка ((а) – общий вид испытываемых образцов; (б) – расчет скорости роста трещин с помощью КИН на верхней и нижней поверхностях листа; (в) – вид усталостных трещин на наружной поверхности листа; (г) – варианты многоочагового повреждения)

В работе [91] представлено комплексное исследование многоочаговых трещин в продольных стыках при натурных испытаниях отсеков фюзеляжа. Показаны результаты исследования изолированных зон с многоочаговыми повреждениями, которые после 60 000 циклов наддува возникали в 50-80% процентах отверстий под заклёпки. Основными причинами образования трещин являлся фреттинг в местах контакта листов и высокая концентрация напряжений в отверстиях. Многоочаговые усталостные трещины могли иметь длину в два раза большую толщины листа, прежде чем выходить на наружную видимую поверхность соединения. Путём исследования семи отсеков фюзеляжа показано,

что рост трещин длиной от 50 мкм до 10 мм имеет предсказуемый характер и может быть рассчитан с помощью FASTRAN [92, 93].

В таблице 1.7 приведены известные данные о длительности роста многоочаговых трещин, полученные при эксплуатации пассажирских самолётов.

В настоящий момент для реализации эксплуатационной живучести конструкции с многоочаговыми повреждениями в полном соответствии со всеми требованиями НД, необходима разработка эффективных методов обнаружения повреждений.

Таблица 1.7 – Известные данные о длительности распространения многоочаговых и многоэлементных повреждений, связанные с катастрофами ВС [8]

Самолёт	Дата происшествия	Описание повреждения	Оценка длительности налёта с момента образования трещины до разрушения (общий налёт)
Ан-10А	18.05.1972	Разрушение нижних панелей центроплана вследствие многоочаговых трещин в стрингерах и обшивке	6 000 полётов (11 105 полётов)
Боинг-707-321С	14.05.1977	Разрушение верхнего пояса заднего лонжерона после выпуска закрылков в посадочное положение	7 000-7 200 летных часов (16 700 полётов около 47 600 часов)
Боинг-737-200	28.04.1988	Разрушение продольного стыка внахлёт боковой и продольной секции фюзеляжа	не более 40 000 полётов (89 681 полёт)

1.10 Выводы главы 1

- 1) Показаны преимущества контроля целостности авиационной конструкции с помощью БСМ по сравнению с действующим комплексом мер, обеспечивающим живучесть самолёта в эксплуатации. Показана актуальность применения системы мониторинга при испытаниях авиационных конструкций на усталость;
- 2) Проведен обзор применяемых и проектируемых БСМ, который свидетельствует о том, что, перспективным направлением

эксплуатационного контроля является разработка методов мониторинга состояния конструкции ЛА (structural health monitoring);

- 3) Показано, что текущий уровень готовности некоторых технологий обнаружения повреждений и накопленный опыт применения различных бортовых регистраторов в эксплуатации, позволяет сформировать полноразмерную систему мониторинга, соответствующую требованиям эксплуатационной живучести современных транспортных самолётов;
- 4) Показано что одним из перспективных методов мониторинга состояния является метод обнаружения повреждений, основанный на анализе местного НДС. Эффективному применению метода на данный момент препятствует отсутствие структурированной методики интерпретации показаний тензодатчиков, в основе которой должна лежать связь между зарегистрированными изменениями деформаций и накопленными повреждениями;
- 5) Показано, что сформированный теоретический задел при оценке длительности развития многоочаговых повреждений позволяет получить необходимые для реализации эксплуатационной живучести параметры. Для обеспечения безопасности эксплуатации конструкции с многоочаговыми повреждениями по живучести необходима разработка методов контроля повреждений.

1.11 Постановка задачи исследования

Обзор результатов создания, совершенствования и применения различных методов обработки фактических показаний проектируемых систем мониторинга состояния, основанных на анализе местных деформаций, показал, что на данный момент не существует хорошо отработанной и наиболее полно соответствующей условиям эксплуатации методики интерпретации зарегистрированных данных.

Исследование вариантов применения мониторинга состояния по данным тензометрии будет рассмотрено на примере обнаружения многоочаговых усталостных трещин с помощью тензодатчиков при испытаниях на усталость

конструктивно подобных образцов фюзеляжных стыков, визуальный контроль которых не является эффективным методом обнаружения повреждений.

Для развития и внедрения методов мониторинга состояния на основе анализа местного НДС конструкций с многоочаговыми повреждениями, таких как продольные и поперечные фюзеляжные стыки, необходимо решить следующие задачи:

- экспериментально и теоретически исследовать кинетику местных деформаций при многоочаговом разрушении, определить характерные размеры и расположение зон с наиболее интенсивным изменением НДС, позволяющим определять повреждения с помощью датчиков;
- разработать методику обнаружения повреждений по результатам обработки данных тензометрии, с учетом возможности измерительного оборудования и заданного уровня остаточной прочности. Определить оптимальные параметры использования тензометрии;
- определить расчетные значения параметров, используемых при обнаружении повреждений по результатам тензометрии. Разработать рекомендации для численных и экспериментальных исследований, проводимых на этапе подготовки мониторинга состояния конструкции по показаниям тензодатчиков.

ГЛАВА 2. Исследование кинетики местного напряженно-деформированного состояния расчетными и экспериментальными методами

2.1 Исследование продольных стыков

2.1.1 Объект и метод испытаний

Определению усталостных характеристик продольных и поперечных стыков наравне с остальными конструктивными нерегулярностями планера самолёта, как правило, уделяется повышенное внимание как на этапе проектирования, так и на этапе подтверждения ресурсных характеристик самолёта. Именно в этих элементах обнаруживается значительная часть повреждений, ограничивающих ресурс авиационной конструкции [94]. Для контроля и корректировки приложенных нагрузок испытания образцов стыков (рисунок 2.1) сопровождаются предварительной тензометрией соединяемых элементов.

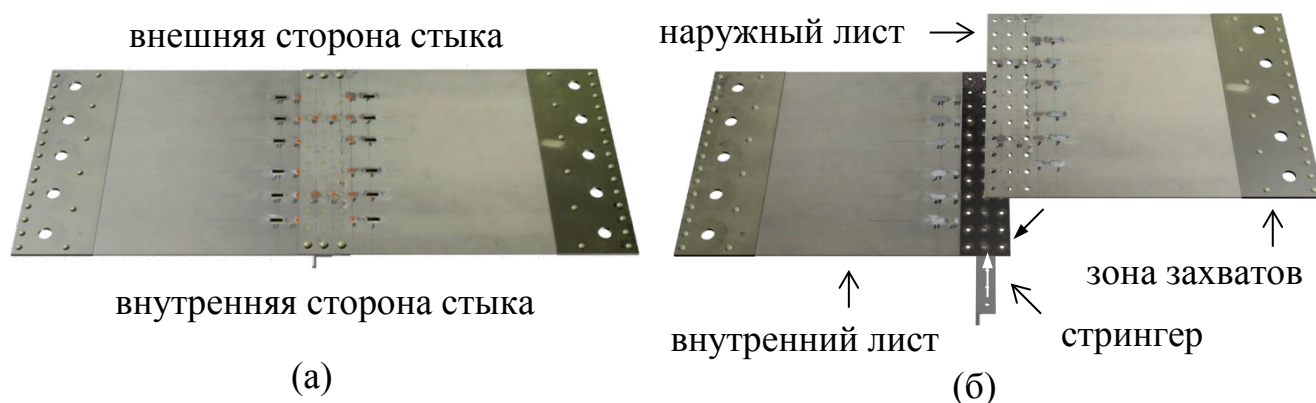


Рисунок 2.1 – Вид образца продольного фюзеляжного стыка ((а) – общий вид трёхрядного стыка с установленными тензорезисторами; (б) – основные элементы стыка)

С целью исследования возможности мониторинга состояния с помощью тензодатчиков при усталостных испытаниях некоторых образцов продольных стыков проводилось дополнительное тензометрирование, углублённый анализ длительности развития трещин с помощью методов фрактографии и анализ кинетики НДС при усталостных повреждениях образцов посредством МКЭ (таблица 2.1) [95, 96].

Таблица 2.1 – Параметры образцов и перечень дополнительных исследований, выполненных для апробации мониторинга по данным тензометрии образцов продольных стыков

Образец	Материал	Заклёпки	Вид нагружения	Размеры (мм)		Нагрузка (кг)		Тенз.	Фракт.	МКЭ
				толщ.	шир.	макс.	мин.			
Стык 1	1163 РДТВ 1.8 ТУ 1-801-006-2011	Ø = 5 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег., = 2.5 Гц	1.8	300	6505	25	+	+	+
Стык 2	1163 РДТВ 1.5 и 2.5 ТУ 1-801-006-2011	Ø = 4 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег. f = 3 Гц	1.2	300	5425	25	+	+	-
Стык 3	1163 РДТВ 1.2 (листы) и 1 (дублёры) ТУ 1-801-006-2011	Ø = 4 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег. f = 3 Гц	1.2	300	3625	25	+	+	-
Стык 4	1163 РДТВ 1.5 и 2.5 ТУ 1-801-006-2011	Ø = 4 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег. f = 3 Гц	1.2	300	4345	25	-	+	-
Стык 5	1163 РДТВ 1.2 (листы) и 1 (дублёры) ТУ 1-801-006-2011	Ø = 4 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег. f = 3 Гц	1.2	300	4345	25	+	-	-
Стык 6	1163 РДТВ 1.8 ТУ 1-801-006-2011	Ø = 4 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег. f = 3 Гц	1.2	300	3265	25	+	-	-
Стык 7	1163 РДТВ 1.8 ТУ 1-801-006-2011	Ø = 4 ОСТ 1 34118-92	синусоидал., рег. f = 3 Гц	1.2	300	4885	25	+	-	-

Образцы продольного стыка для испытаний представляли собой два листа обшивки, скреплённые со стрингером тремя рядами связей (рисунок 2.1). Стыки № 2 и № 4 имели по внешнему листу галтельный переход. Конструкции стыков № 2, № 3 и № 4 включали дублёры, подкрепляющие зону установки заклёпок.

На рисунке 2.2 приведён график тензометрии исследуемых образцов. График тензометрии составлялся таким образом, чтобы на заключительную стадию испытаний, близкую к предполагаемому моменту разрушения (от 70% до 100% от всей наработки) приходилось не менее 3-х измерений.

Нагружение стыков проводилось по регулярной программе в условиях отнулевого растяжения с $0.038 \leq R \leq 0.069$. Тензометрия выполнялась при остановке циклического нагружения и поддержании определённых значений нагрузок (на "полках"), в пределах размаха цикла нагружения. Для получения надёжных результатов выполнялось несколько циклов с поддержанием нагрузки и измерением деформаций образцов (рисунок 2.3).

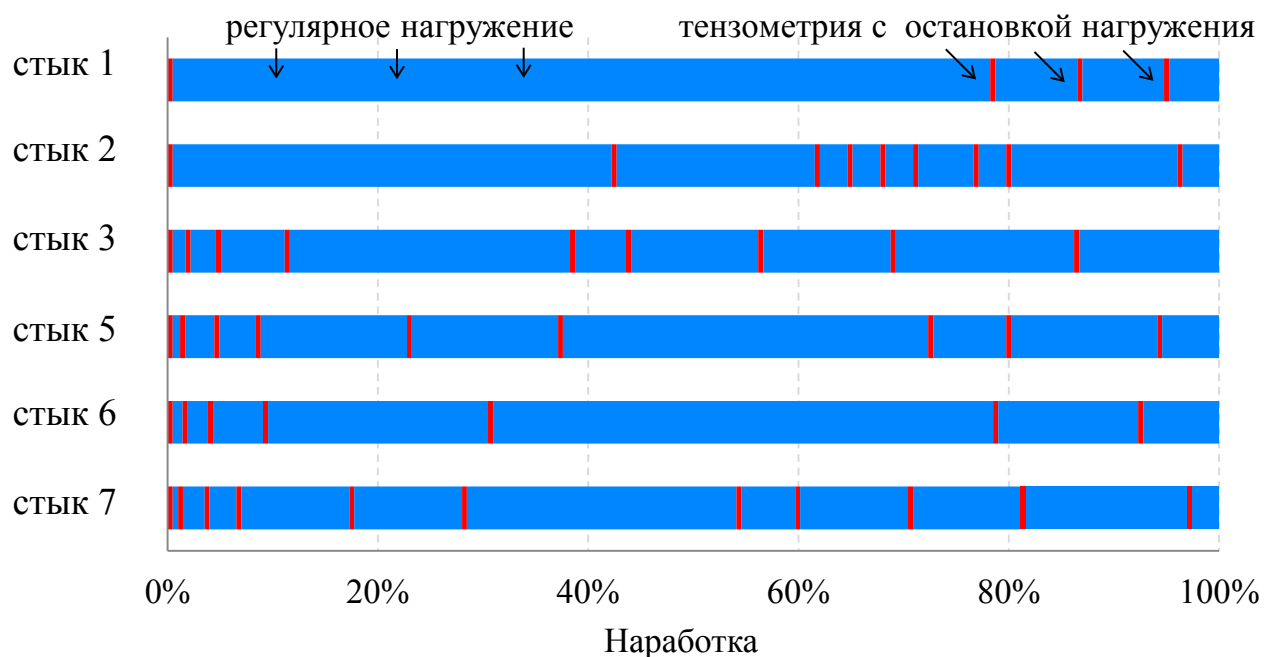


Рисунок 2.2 – Графики тензометрии продольных стыков (синим цветом показаны непрерывные интервалы испытаний; красным цветом показана наработка, при которой проводилась тензометрия)

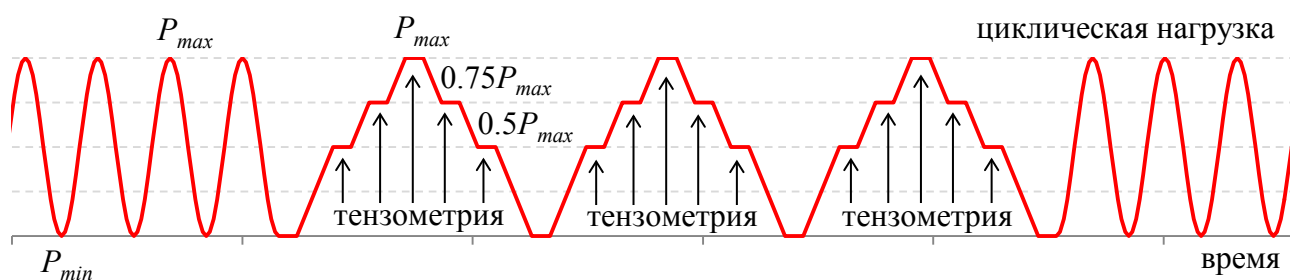


Рисунок 2.3 – Схема проведения тензометрии с остановкой циклического нагружения в процессе испытания образцов по регулярной программе

В приложении В представлены схемы четырёх конструктивно-технологических вариантов заклепочного соединения с указанием мест наклейки датчиков.

Датчики устанавливались на образцы двумя рядами параллельно рядам заклёпок, по возможности с двух сторон каждого листа. Для тензометрии стыка № 1 и стыка № 3 небольшое количество малобазных (размер чувствительной поверхности – 1 мм) и среднего размера датчиков наклеивалось между рядами заклёпок с внешней стороны соединения.

2.1.2 Анализ усталостных повреждений по изломам образцов методом фрактографии

В большинстве рассмотренных в главе 1 случаев, исследование возможности использования данных тензометрии для обнаружения повреждений выполняется в ходе испытаний конструкции на прочность путём сравнения показаний датчиков до и после повреждения. Во многих исследованиях [55, 52] дефекты наносились с помощью пропила, удаления связей, образования непроклеенной области или другим методом и имели форму, отдалённо напоминающую фактическое усталостное повреждение. При этом предполагалось, что отсутствие полной идентичности моделируемого дефекта не скажется на показаниях датчиков, удалённых от места повреждения.

При испытаниях продольных стыков, результаты которых приведены в данной работе, повреждения листов обшивки являлись результатом циклической наработки и имели усталостную природу. Конструктивно подобные образцы стыков для усталостных испытаний изготавливались таким образом, чтобы параметры усталостных повреждений при испытаниях максимально соответствовали параметрам повреждений, которые могут образоваться в конструкции в ходе эксплуатации.

После усталостных испытаний образцов продольных стыков изломы разделённых частей подвергались тщательному анализу, в ходе которого выявлялись первичные очаги зарождения трещин, скорость роста трещин в различных зонах излома и вид фронтов трещин при различной наработке. Полученная информация была использована при определении с помощью МКЭ зон изменения НДС. Ниже приведены результаты исследования изломов методом фрактографии [97, 98].

Разрушение стыка № 1 произошло в сечении, проходящем через отверстия под заклёпки крайнего ряда (рисунок 2.4). Разрушенным оказался внешний лист толщиной 1.8 мм.

Макрокартина излома стыка № 1 свидетельствует о том, что усталостные зоны излома, относящиеся к первоначально образовавшимся усталостным

трещинам, сосредоточены в окрестности одной из боковых сторон образца возле отверстий с 5-го по 8-ое или с 10-го по 12-ое (рисунок 2.3). Отдельные очаги малоразмерных усталостных трещин, наблюдаемых в отдельных местах поврежденного критического сечения образца, являются вторичными. Их появление спровоцировано ростом действующих напряжений вследствие уменьшения площади неповреждённого сечения образца при распространении в нем первично образовавшихся усталостных трещин.

Зарождение всех усталостных трещин происходило на поверхности обшивочного листа, обращенной внутрь соединения и контактирующей через слой герметика с внешним листом обшивки из того же материала. Очаги усталостного разрушения в одних случаях связаны с кромкой отверстия под заклепку, в других располагаются на поверхности обшивки на расстоянии $0.5 \div 2$ мм от этой кромки.

При существующем расположении очагов усталостного разрушения распространение из них усталостных трещин по толщине листа 1.8 мм происходило изнутри фюзеляжа к наружной поверхности. При этом в течение почти всего периода распространения первичных трещин усталости в соединениях данного технологического варианта они развивались как несквозные и не могли быть визуальными обнаружены до тех пор, пока не становились сквозными и не достигали надежно обнаруживаемого размера по длине на поверхности обшивки, обращенной наружу фюзеляжа.

Для оценки длительности роста усталостных трещин использовались два фрагмента с усталостными зонами (рисунок 2.4), обладающими признаками наиболее раннего зарождения и достаточной протяженностью, чтобы длительность их развития почти полностью соответствовала циклической долговечности образца после образования усталостной трещины при испытаниях по регулярной программе нагружения. Длительность развития трещин в исследованных фрагментах составляла не менее 20 тысяч циклов.

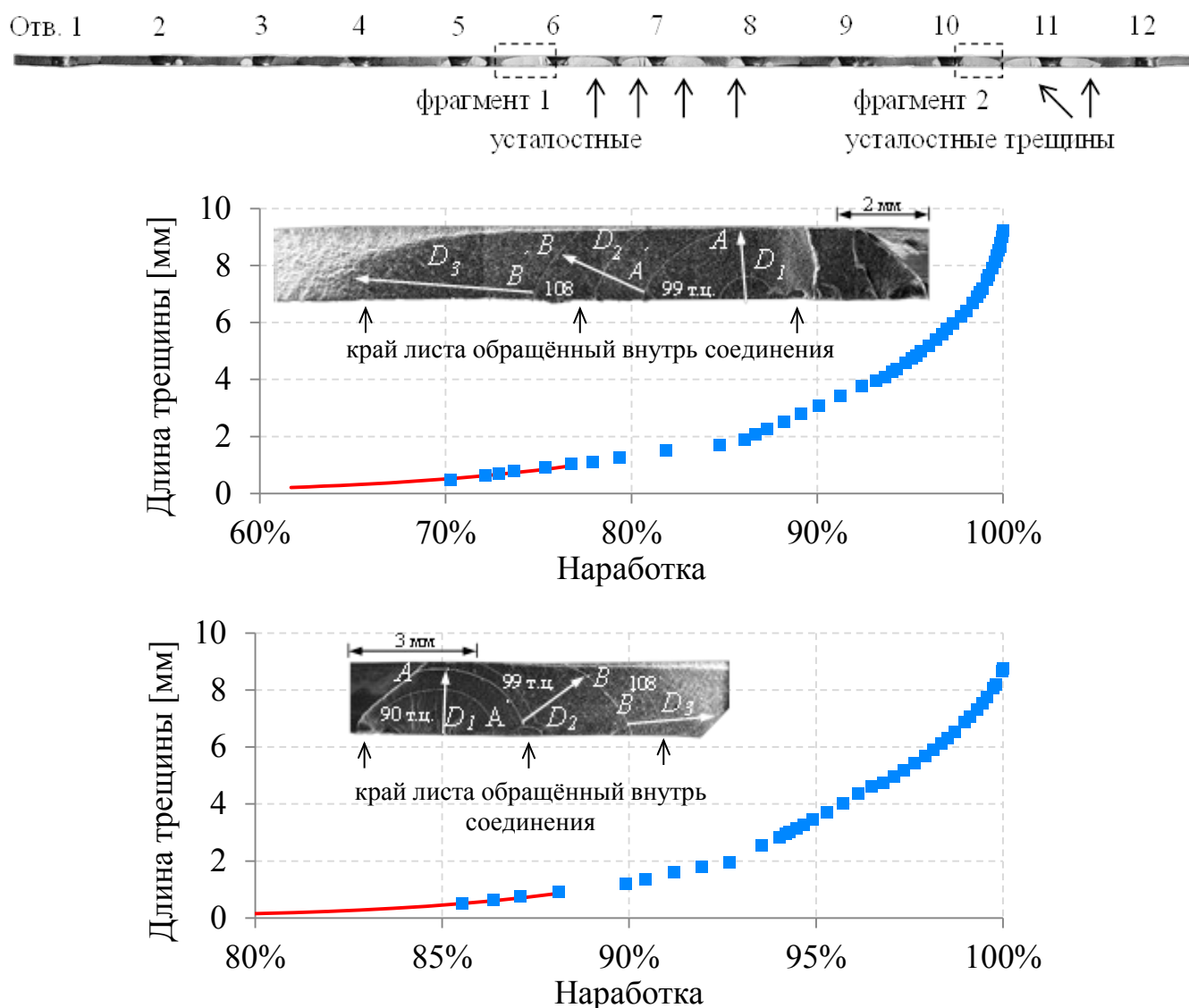


Рисунок 2.4 – Изображение излома стыка № 1 и экспериментально определённые длительности роста трещин, рассчитанные по краю листа обращённому внутрь конструкции соединения в двух фрагментах (D_1 , D_2 , D_3 – направления вдоль которых определялась скорость движения трещины до пересчета к единому направлению, красной линией обозначена экстраполяция длины трещины по формуле Пэриса)

Разрушение образца стыка № 2 произошло по галтельному переходу (разрушение стыков по галтельному переходу в данных испытаниях встречалось менее, чем в 2% случаев). Макрокартина излома образца стыка № 2 свидетельствует о том, что усталостная зона излома сосредоточена в центре панели. Зарождение усталостной трещины происходило на поверхности внешнего обшивочного листа, толщиной 1.2 мм. При этом очаг усталостного разрушения

располагается на поверхности обшивки на расстоянии 145.5 мм от боковой кромки образца (рисунке 2.5).

При существующем расположении очага усталостного разрушения распространение усталостной трещины по толщине листа 1.2 мм происходило изнутри фюзеляжа к наружной поверхности.

Для оценки длительности роста усталостной трещины использовался один фрагмент с усталостной зоной (рисунок 2.5), обладающей признаками наиболее раннего зарождения и достаточной протяженностью, чтобы длительность развития почти полностью соответствовала циклической долговечности образца после образования усталостной трещины. Экспериментальные данные и аппроксимация кривой роста усталостной трещины в области очага приведены на рисунке 2.5.

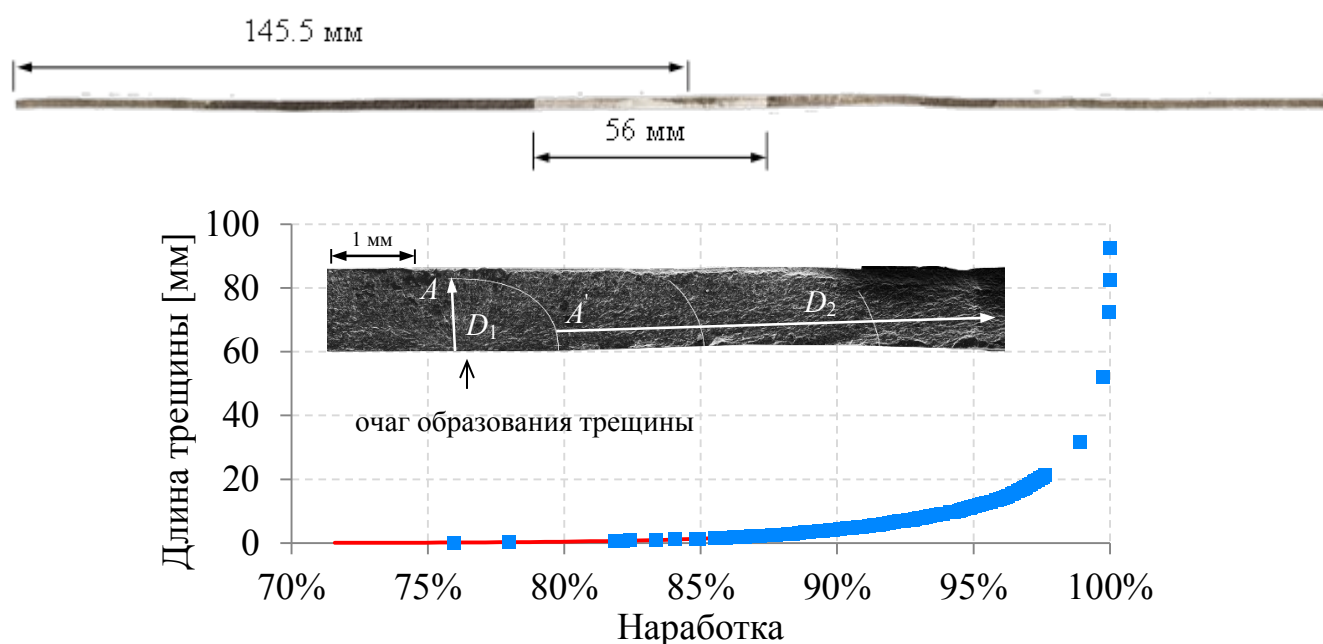


Рисунок 2.5 – Изображение излома стыка № 2 и экспериментально определённая длительность роста трещин, рассчитанная по краю листа обращённому внутрь конструкции соединения в выбранном фрагменте (D_1 , D_2 – направления вдоль которых определялась скорость движения трещины до пересчета к единому направлению)

Анализ разрушения образца № 3 показал, что окончательному разрушению стыка по ряду отверстий под заклёпки предшествовал отрыв дублёра от

наружного листа. Датчиками, установленными на дублёре с ответной стороны несущего листа, отрыв дублёра фиксировался при наработке, соответствующей примерно половине суммарного количества циклов до разрушения. После отрыва вся нагрузка стала проходить по листу, что ускорило процессы образования и роста усталостных трещин.

Отдельно анализ изломов для этого случая не проводился, поскольку усталостное повреждение в виде разрушения клеевой прослойки было зафиксировано намного раньше образования трещин около отверстий.

Разрушение стыка № 4 произошло по крайнему ряду заклёпок во внутреннем листе толщиной 2.5 мм. Данный вариант разрушения характеризуется наличием одной крупной трещины, рост которой в целом обуславливал темпы потери несущей способности всего соединения и привел к окончательному разрушению.

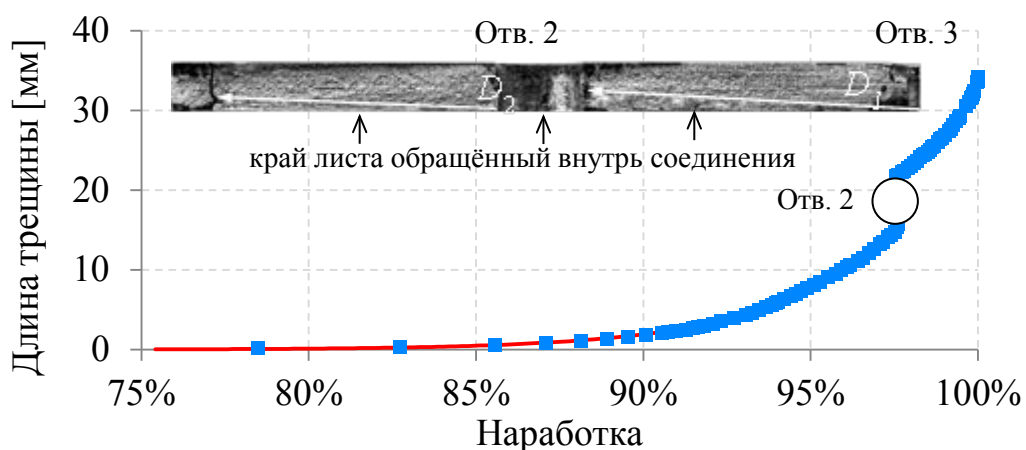


Рисунок 2.6 – Экспериментально определённая длительность роста трещины по краю листа, обращённому внутрь конструкции соединения в фрагменте усталостного излома стыка № 4

Макрокартина излома образца стыка № 4, представленная схемой на рисунке 2.6, свидетельствует о том, что усталостная зона излома, относящаяся к первоначально образовавшейся усталостной трещине, расположена в окрестности одной из боковых сторон образца возле отверстия № 3. Зарождение усталостной трещины происходило на поверхности обшивочного листа, обращенной внутрь соединения и контактирующей через слой герметика с подкладным листом

толщиной 0.9 мм – дублером листа обшивки толщиной 1.2 мм. Очаг первичного усталостного разрушения расположен у кромки отверстия под заклепку.

Отдельные очаги малоразмерных усталостных трещин, наблюдаемых в середине поврежденного критического сечения образца, являются вторичными. Их появление спровоцировано ростом действующих напряжений вследствие уменьшения площади живого сечения образца при распространении в нем первично образовавшейся усталостной трещины.

При существующем расположении очагов усталостного разрушения распространение из них усталостных трещин по толщине листа 2.5 мм происходило внутрь фюзеляжа. При этом большую часть (до 70%) периода распространения первичной трещины усталости в стыке № 4 она развивались как несквозная и не могла быть визуальным обнаружена до её выхода на поверхность обшивки, обращенной внутрь фюзеляжа. Ввиду особенностей развития трещина не могла быть зафиксирована визуальным методом с лицевой стороны соединения.

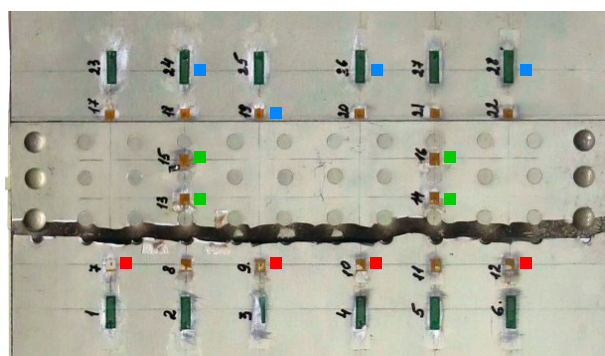
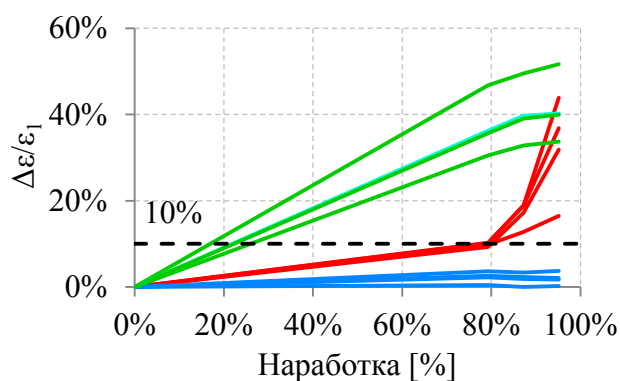
Для оценки периода роста усталостной трещины использовался один фрагмент с усталостными зонами (рисунок 2.6), обладающими признаками наиболее раннего зарождения и достаточной протяженностью, чтобы длительность их развития почти полностью соответствовала циклической долговечности образца после образования усталостной трещины.

Зависимость длины трещины от наработки, полученная в результате анализа излома стыка № 4, использовалась для получения кинетики НДС конструкции, при разрушении которой возникает только одна магистральная трещина.

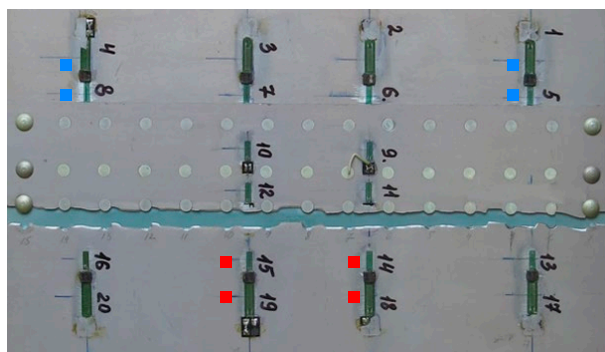
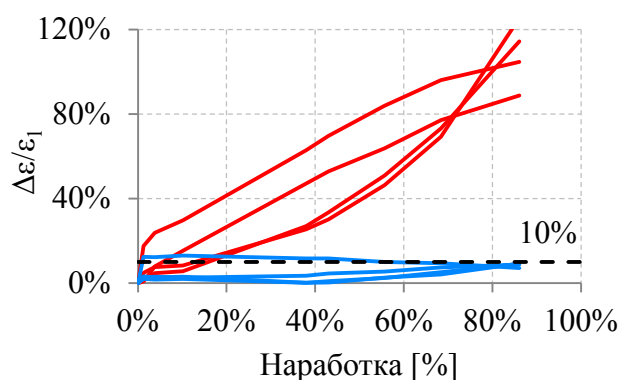
2.1.3 Анализ результатов тензометрии продольных стыков

На рисунке 2.7 показаны относительные изменения местной деформации стыка № 1 (рисунок 2.7 (а)) и стыка №3 (рисунок 2.7 (б)), определённые по показаниям датчиков вблизи повреждения (разрушенный лист) и в зоне, удалённой от повреждения (неразрушенный лист). Анализ, полученных экспериментальным способом данных, позволяет сделать следующие выводы:

- изменения показаний датчиков, находящихся на расстоянии более 10 см от повреждения и расположенных так, что между датчиками и повреждением находятся заклёпки, незначительны. В основном величина изменения показаний таких датчиков составляет меньше 10% (рисунок 2.7 (а-б));
- наиболее значительные изменения показаний датчиков, наклеенных между рядами заклёпок, произошли раньше появления трещин (рисунок 2.7 (а)) и вероятно были вызваны изменением распределения нагрузок между и внутри рядов заклёпок в соединении в ходе эксперимента;



(а)



(б)

■ вблизи повреждения
 ■ между рядами
 ■ на неразрушенном листе

Рисунок 2.7 – Изменения показаний тензодатчиков при испытаниях продольных стыков ((а) – стык № 1; (б) – стык № 3)

- в зоне, расположенной вблизи разрушения, произошли самые сильные изменения деформации (рисунок 2.7 (а-б)). Величина зафиксированного изменения зависит от расстояния между местом наклейки датчика и разрушением, а также от стороны листа, на которой располагался датчик. Изменения показаний датчиков стыка № 1 (рисунок 2.7 (а)) вызваны ростом

усталостных трещин и характеризуются интенсивной кинетикой перед разрушением повреждённого листа. Изменения показаний датчиков в зоне повреждения стыка № 3 зависят от расположения датчиков. Значительная кинетика деформаций, регистрируемая датчиками, установленными на дублёре и с противоположной стороны на наружной поверхности верхнего листа, фиксируется при наработке соответствующей половине долговечности соединения. Вероятной причиной изменения показаний датчиков в месте расположения дублёров является разрушение клеевого слоя между элементами соединения.

- значительное увеличение деформации (более 10%) вблизи трещин происходило при 70-80%, а в некоторых случаях даже при 40% от полного количества циклов до разрушения образца. При этом видимых повреждений на конструкции при данной наработке зафиксировано не было.

На рисунке 2.8 показаны результаты тензометрии при испытаниях стыка фюзеляжа № 2, разрушение которого произошло по галтельному переходу. За основу анализа изменения деформации, аналогично стыкам № 1 и № 3, взят относительный прирост показаний тензорезисторов.

По результатам испытания стыка № 2 можно сделать следующие выводы:

- изменения показаний тензорезисторов, расположенных с противоположной стороны относительно рядов заклепок, от повреждения незначительны, и лежат в интервале от 2% до 10%;
- изменения показаний тензорезисторов, расположенных в зоне разрушения, значительны и могут превосходить первичные деформации в несколько раз. Усталостное повреждение фиксируется всеми датчиками, расположенными рядом с местом будущего разрушения.
- значительные изменения деформаций фиксируются уже при наработке равной 70% от общего количества циклов до разрушения. Данное повреждение располагалось в регулярной зоне стыка № 2 и было обнаружено визуально примерно за 2 тысячи циклов до момента полного разрушения.

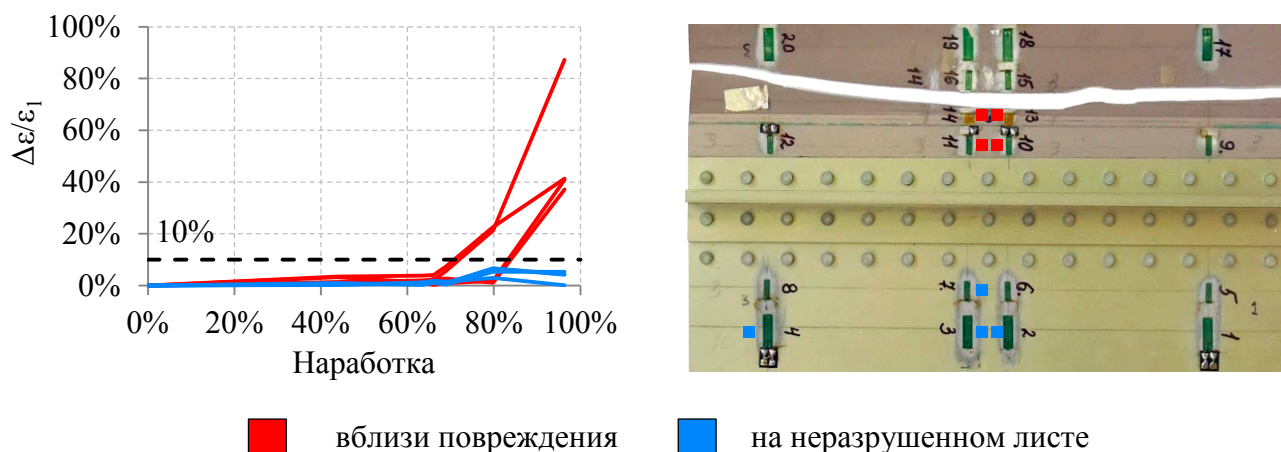


Рисунок 2.8 – Изменения показаний тензодатчиков при испытаниях стыка № 2 и

Результаты исследований остальных образцов, испытания которых сопровождалась тензометрией, в целом повторяют представленные в данном разделе выводы.

2.2 Исследование поперечных стыков

2.2.1 Объект и метод испытаний

Дополнительные исследования кинетики местных деформаций проводились также в ходе испытаний образцов поперечных фюзеляжных стыков на усталость. Целью исследования образцов являлось определение характерных величин деформаций, возникающих в результате накопления и развития повреждений, и наработок, соответствующих значительным изменениям НДС конструкции, которые связаны с появлением трещин.

Изготовленные для проведения испытаний конструктивно подобные образцы поперечного стыка представляли собой двухстрингерные панели с поперечным заклёпочным швом, состоящие из трёх листов, двух стрингеров и части шпангоута (рисунок 2.9).

Исследование кинетики НДС по данным тензометрии проводилось двумя способами (таблица 2.3):

- измерение деформаций в точках установки тензодатчиков при остановке текущей программы нагружения и поддержании определённых значений нагрузки в пределах размаха регулярного цикла (по схеме исследований продольных стыков, рисунок 2.3);

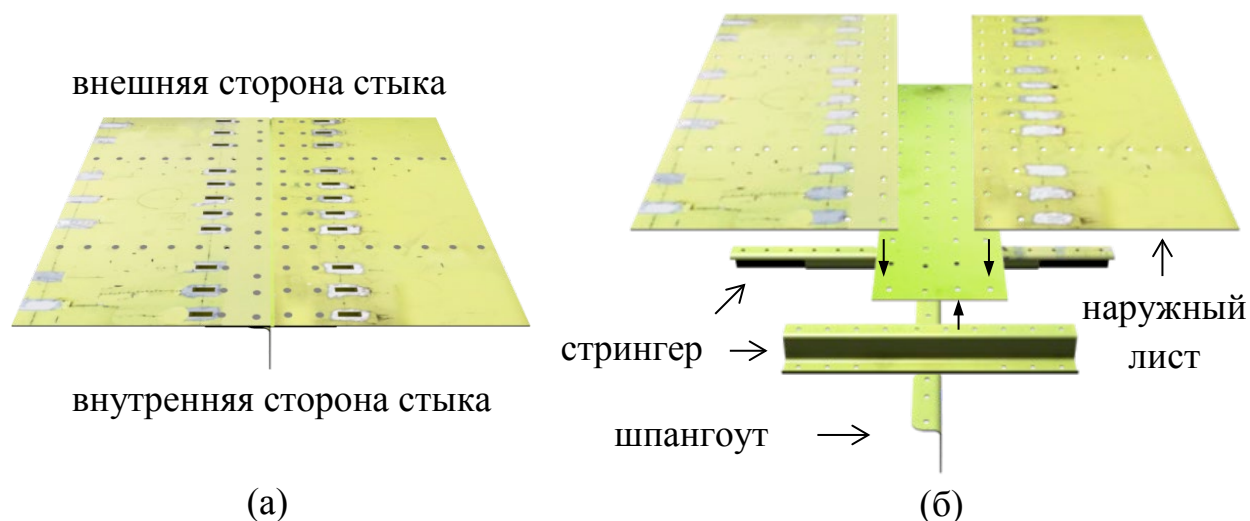


Рисунок 2.9 – Вид части образца в зоне соединения заклепками поперечного фюзеляжного стыка ((а) – общий вид четырёхрядного стыка с установленными тензорезисторами; (б) – основные элементы стыка)

Таблица 2.3 – Параметры образцов и данные о дополнительных исследованиях, выполненных для апробации мониторинга по данным тензометрии образцов поперечных стыков

Образец	Материал	Вид нагружения	Площадь расчётного сечения, мм ²	Нагрузка (кг)		Тип тензометрии
				макс.	мин.	
Стык 1	обшивка – лист 1163АТВ – 1.0 стрингер – профиль листовой 1163АТ – 0.8	синус., рег. $f = 3$ Гц	426.78	4270	50	Периодическая тензометрия с помощью тензодатчиков с остановкой циклического нагружения
Стык 2	обшивка – лист 1441РТ1 – 1.0; стрингер – профиль листовой 1441РТ1 – 0.8	синус., рег. $f = 3$ Гц	426.78	4270	50	Интервальная тензометрия с помощью системы ODiSI 6104 (Luna Inc.)

- непрерывная запись деформаций по всей ширине образца в нескольких сечениях с помощью оптической измерительной системы LUNA (п. 1.10). Измерения проводились в интервальном режиме, в число интервалов, на которых проводилась регистрация, входил начальный отрезок и заключительная часть перед разрушением длительностью не менее 2 000 циклов.

На рисунке 2.10 приведены графики проведения тензометрии в ходе усталостных испытаний поперечных фюзеляжных стыков двумя способами.

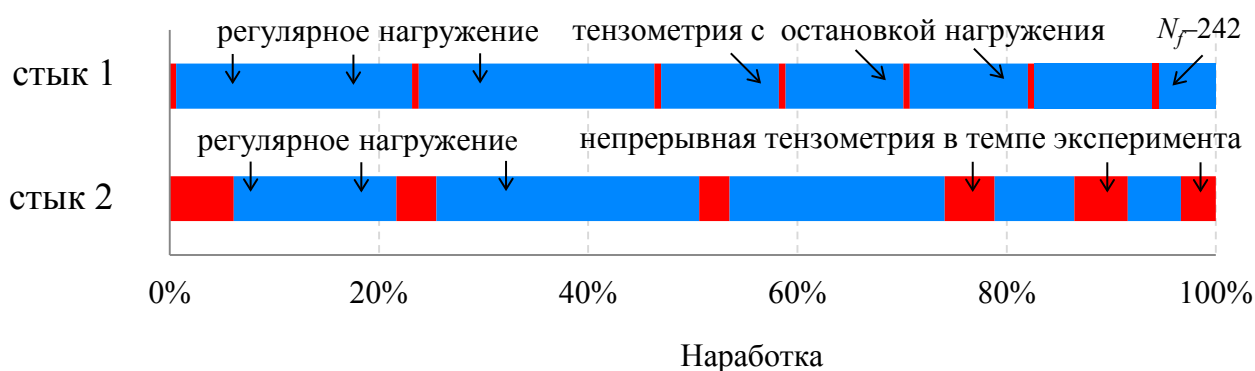


Рисунок 2.10 – Графики тензометрии поперечных стыков: синим цветом показаны непрерывные интервалы испытаний; красным цветом показаны этапы испытаний, при которых проводилась тензометрия; N_f – полное количество циклов до разрушения; $N_{(f-242)}$ – количество циклов равное полной наработке минус 242 цикла)

Тензодатчики для исследования кинетики НДС стыка № 1 устанавливались на одной линии вблизи крайних рядов стыка со стороны регулярной зоны перпендикулярно шву соединения с внутренней и внешней стороны (рисунок 2.8).

Расстояние от крайних рядов соединения до мест установки тензодатчиков определялось таким образом, чтобы повреждения могли быть гарантировано обнаружены не менее чем за 100 циклов до момента разрушения, при этом общее количество использованных датчиков превышало минимально необходимое число датчиков достаточное для мониторинга состояния, полученное по расчетной оценке. Всего использовалось 44 датчика.

Для тензометрии стыка № 2 оптическое волокно прокладывалось в 5-ти сечениях образца: в регулярной зоне на расстоянии 10 см от поперечного шва, вблизи заклёпок со стороны регулярной зоны в двух сечениях и между рядами заклёпок в двух сечениях. Деформации измерялись перпендикулярно направлению действия циклической нагрузки по всей ширине образца с шагом 2.6 мм (115 точек измерения для каждого сечения) только на внешней поверхности стыка.

2.2.2 Анализ результатов тензометрии поперечных стыков

На рисунке 2.11 показаны относительные изменения местной деформации поперечного стыка № 1, определённые по показаниям датчиков вблизи наиболее нагруженных рядов соединения. Анализ результатов, полученных экспериментальным способом, позволяет сделать следующие выводы:

- относительные изменения показаний большей части датчиков (15 из 22), расположенных рядом с местом разрушения, превысили 10% к моменту проведения последней тензометрии. Некоторыми датчиками значительные изменения деформации фиксировались более чем за 1 000 циклов нагружения до момента окончательного разрушения. В большинстве случаев характер изменения относительных деформаций в зоне усталостного разрушения был близок к показательной функции (рисунок 2.11);
- относительные изменения показаний значительной части датчиков (8 из 22), расположенных в неразрушенной зоне, к концу испытаний увеличились до 10%, вместе с тем, среднее изменение показаний датчиков в неразрушенной зоне было значительно меньше среднего изменения показаний датчиков, установленных вблизи разрушения. В качестве основных причин изменения относительной величины деформаций в завершающей части испытаний рассматривались появление и рост визуально не обнаруживаемых усталостных трещин. Расклёпка соединения и визуальное исследование поверхности неразрушенного листа в области крайнего, наиболее

нагруженного ряда, подтвердили наличие многоочаговых усталостных трещин в образце (п. 3.5).

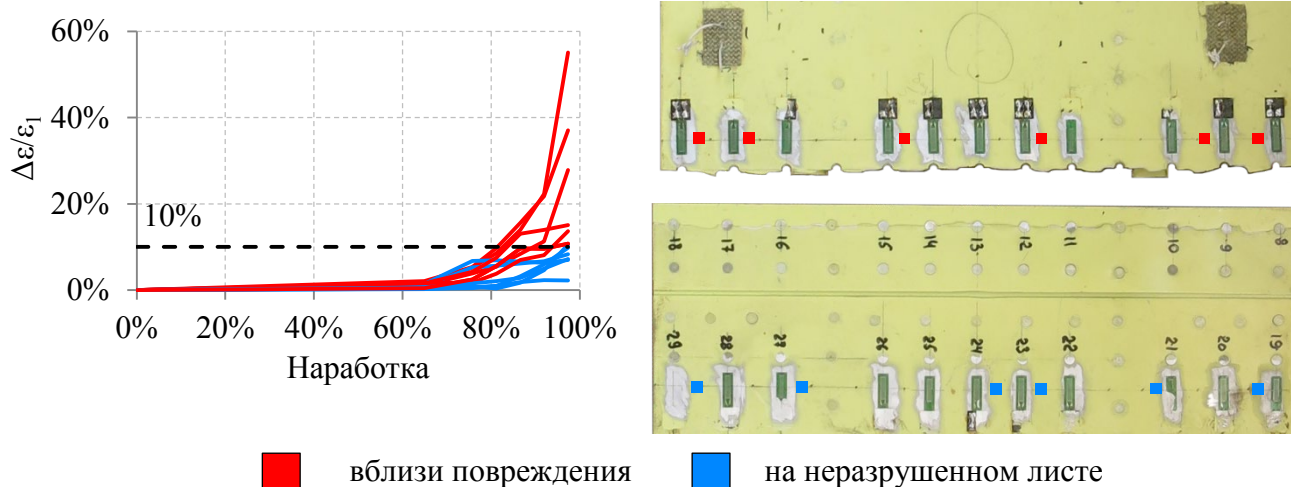


Рисунок 2.11 – Изменения показаний тензодатчиков при испытаниях поперечного стыка № 1

Перед анализом результатов тензометрии, полученных с помощью системы ODiSI 6104, проводилось предварительное восстановление исходных данных, не зарегистрированных системой преимущественно в точках с высоким градиентом поверхностной деформации. Для этого из гладкой поверхности, полученной в пространстве "координата по ширине листа" – "время" – "деформация" (рисунок 2.12), вырезались отдельные части с потерей данных, после чего недостающие точки рассчитывались по интерполяции на основе полиномиальной модели:

$$\varepsilon = a_1 + a_2x + a_3t + a_4tx + a_5x^2 + a_6t^2 \dots + a_{(2p+2)}x^p t^p \quad (2.1)$$

где a_i – коэффициенты полиномиальной модели; ε – деформация; x – координата по ширине листа; t – время; p – степень полиномиальной модели, $p \in \mathbb{N}$.

В зависимости от количества точек на вырезанной части « p » варьировалось от 3 до 5.

Для обеспечения гладкости заполнения отделение каждой части проводилось таким образом, чтобы каждая сторона выделенного фрагмента состояла из нескольких непрерывных рядов точек (рисунок 2.12).

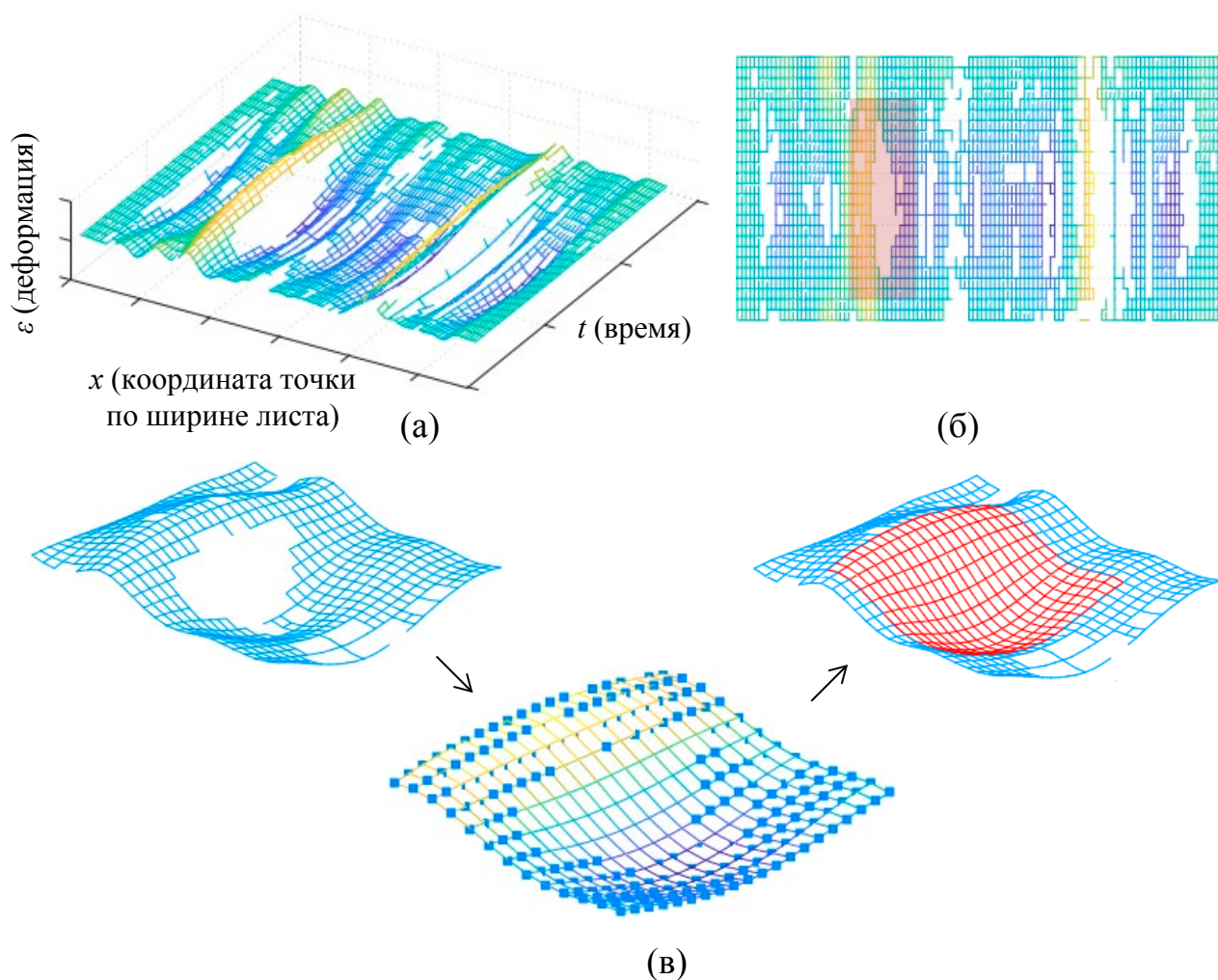


Рисунок 2.12 – Восстановление данных, полученных измерительной системой ODiSI 6104 ((a) – деформации, зарегистрированные по всей ширине образца в одном из сечений в течение одного цикла нагружения; (б) – выделение данных с потерянной частью из всего массива полученной информации; (в) – схема восстановления данных с помощью полиномиальной модели; синими маркерами показаны точки исходных данных)

На рисунке 2.13 показаны восстановленные деформации, зарегистрированные в двух сечениях в течение одного цикла нагружения.

На рисунках 2.13-2.14 приведены непрерывные деформации, зарегистрированные системой ODiSI 6104 в двух сечениях перед разрушением образца. Для демонстрации выбраны точки, восстановление данных в которых не проводилось или проводилось в минимальном объеме (рисунок 2.14).

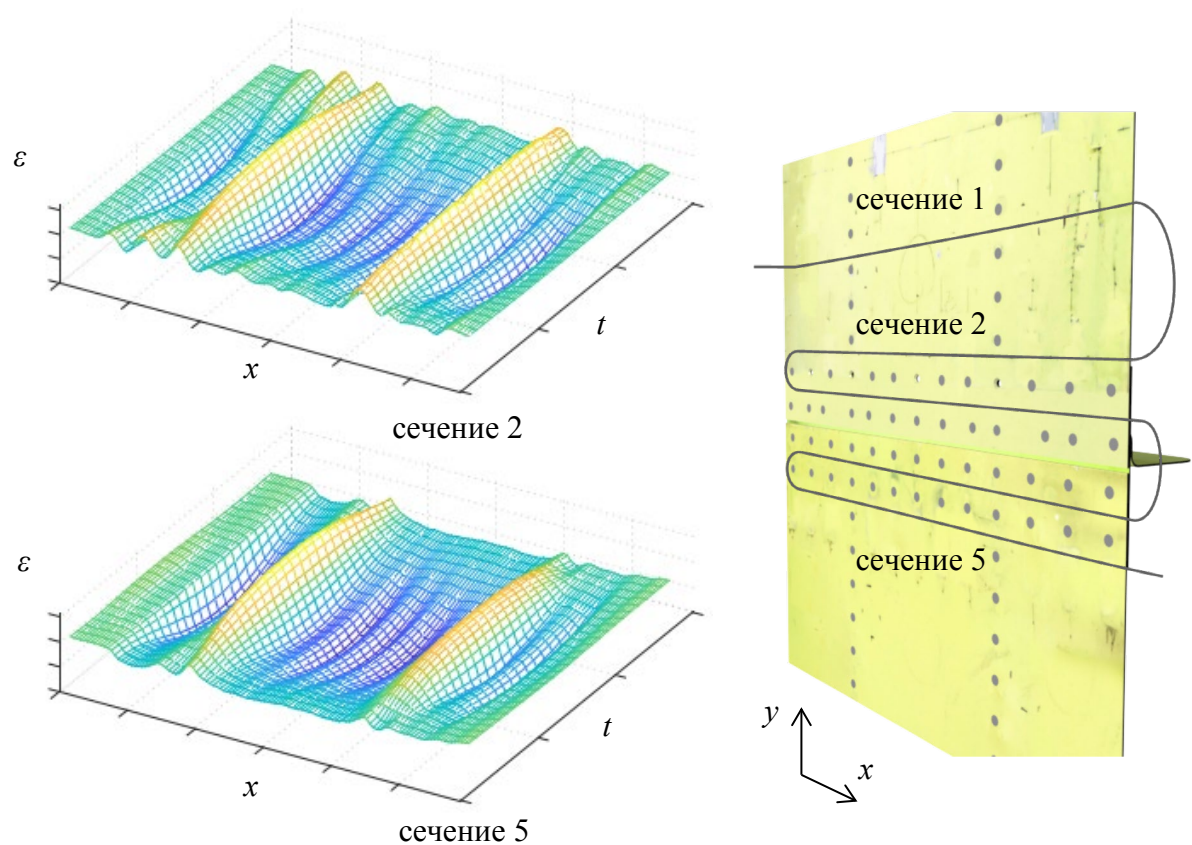


Рисунок 2.13 – Деформации, полученные в двух сечениях стыка № 2, загеристрированные в течение одного цикла нагружения

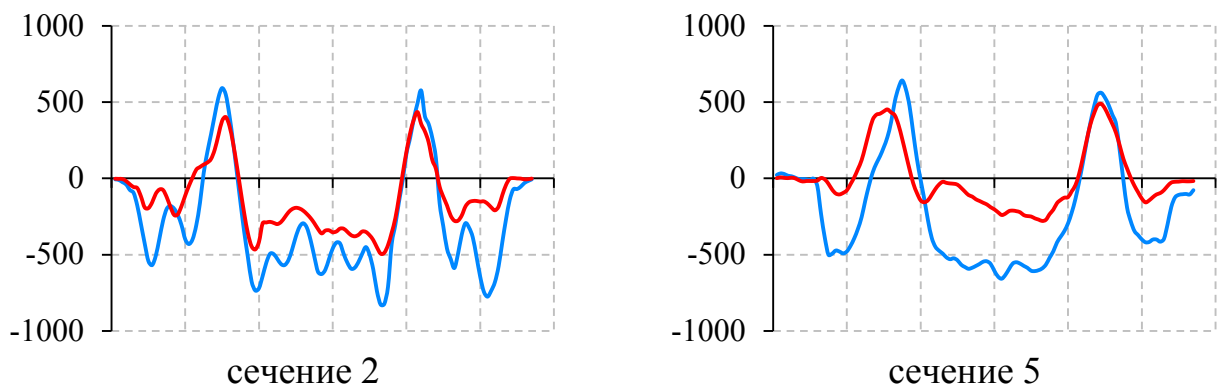


Рисунок 2.14 – Деформации, зарегистрированные в двух сечениях по всей ширине образца № 2, в неповреждённом состоянии (синим цветом) и перед разрушением (красным цветом) при максимальной нагрузке цикла

Анализ экспериментальных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- эпюры деформаций, полученные экспериментальным способом, отображают нерегулярность поля поверхностных деформаций элементов соединения, обусловленную наличием нагруженных отверстий и

подкреплений (рисунок 2.14). Вблизи наиболее нагруженных рядов полученные эпюры постепенно изменяются при наработках, близких к предельной долговечности образца (рисунок 2.14). Наиболее характерными признаками изменения эпюр являются изменения количества, расположения и величины пиков распределения деформаций по ширине образца в исследуемых сечениях;

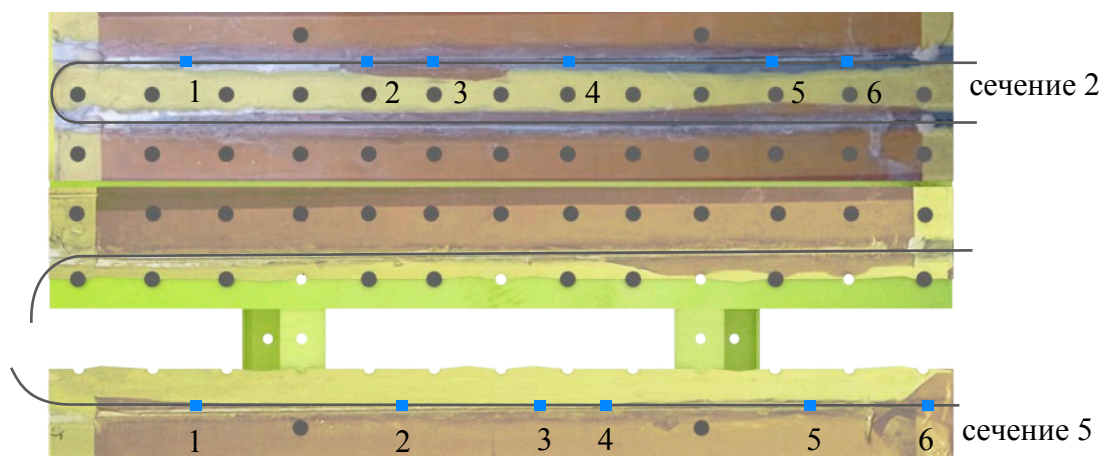


Рисунок 2.15 – Схема наклейки оптического волокна в области рядов заклёпок с точками, в которых проведена непрерывная запись деформаций перед разрушением образца (рисунки 2.16 - 2.17)

- изменения деформации зафиксированы во всех измеряемых точках сечения 5, которое расположено вблизи того ряда заклёпок, по которому произошло разрушение образца. В этом сечении значительные изменения деформаций произошли не менее чем за 200 циклов нагружения до момента окончательного разрушения (рисунок 2.16). В большинстве случаев местные деформации изменялись монотонно, в отдельных точках могло происходить изменение знака прироста деформации, после того как величина деформации изменялась не менее чем на 25% относительно исходного значения;
- в сечении 2 изменение деформаций зафиксировано в 74% точек. Зафиксированные изменения деформаций в сечении 2 происходили при бóльшей наработке и имели меньшую величину по сравнению с изменениями деформаций в сечении 5 (рисунок 2.16). В результате

расклёпки соединения и визуального исследования поверхности неразрушенного листа в области ряда заклёпок, расположенного вблизи сечения 2, обнаружены усталостные многоочаговые трещины (п. 3.5).

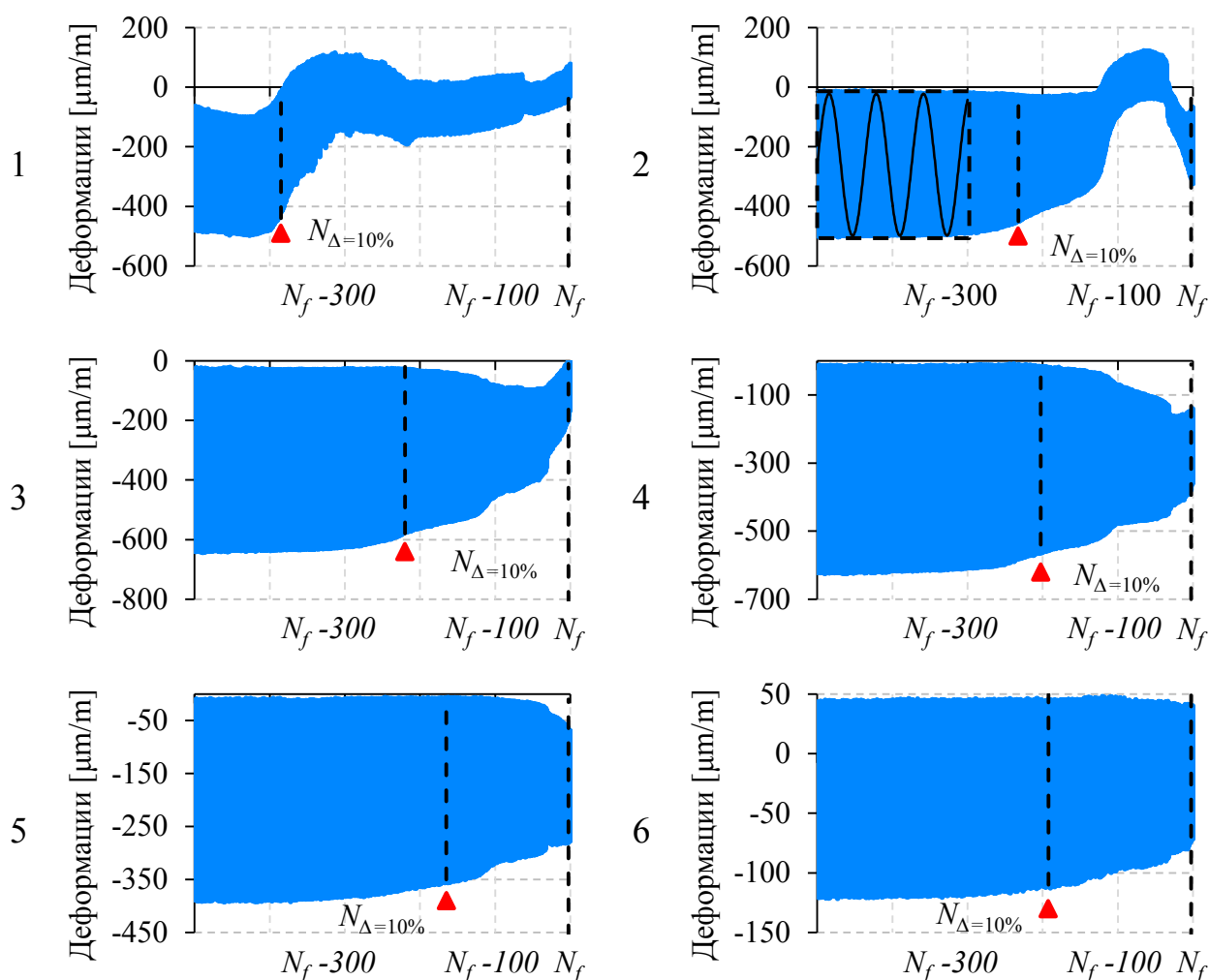


Рисунок 2.16 – Кинетика местных деформаций в шести точках сечения 5, полученная с помощью распределённой оптической системы ODiSI 6104 (символом ▲ обозначена наработка – $N_{\Delta=10\%}$, при которой относительные деформации изменились на 10%; $N_f - 100$ и $N_f - 300$ - количество циклов равное полной наработке минус 100 и 300 циклов соответственно)

Результаты исследований продольных стыков свидетельствуют об однозначной зависимости местных деформаций от усталостных трещин, которые возникают и развиваются перед разрушением образца.

Для обнаружения трещин могут использоваться как одиночные датчики, так и распределённые системы измерения деформаций, позволяющие получать

эпюры деформаций в контрольных сечениях. На основе анализа и отслеживания характерных особенностей полученных эпюр может быть сформирован метод обнаружения усталостных повреждений не требующий измерений при одинаковых нагрузках.

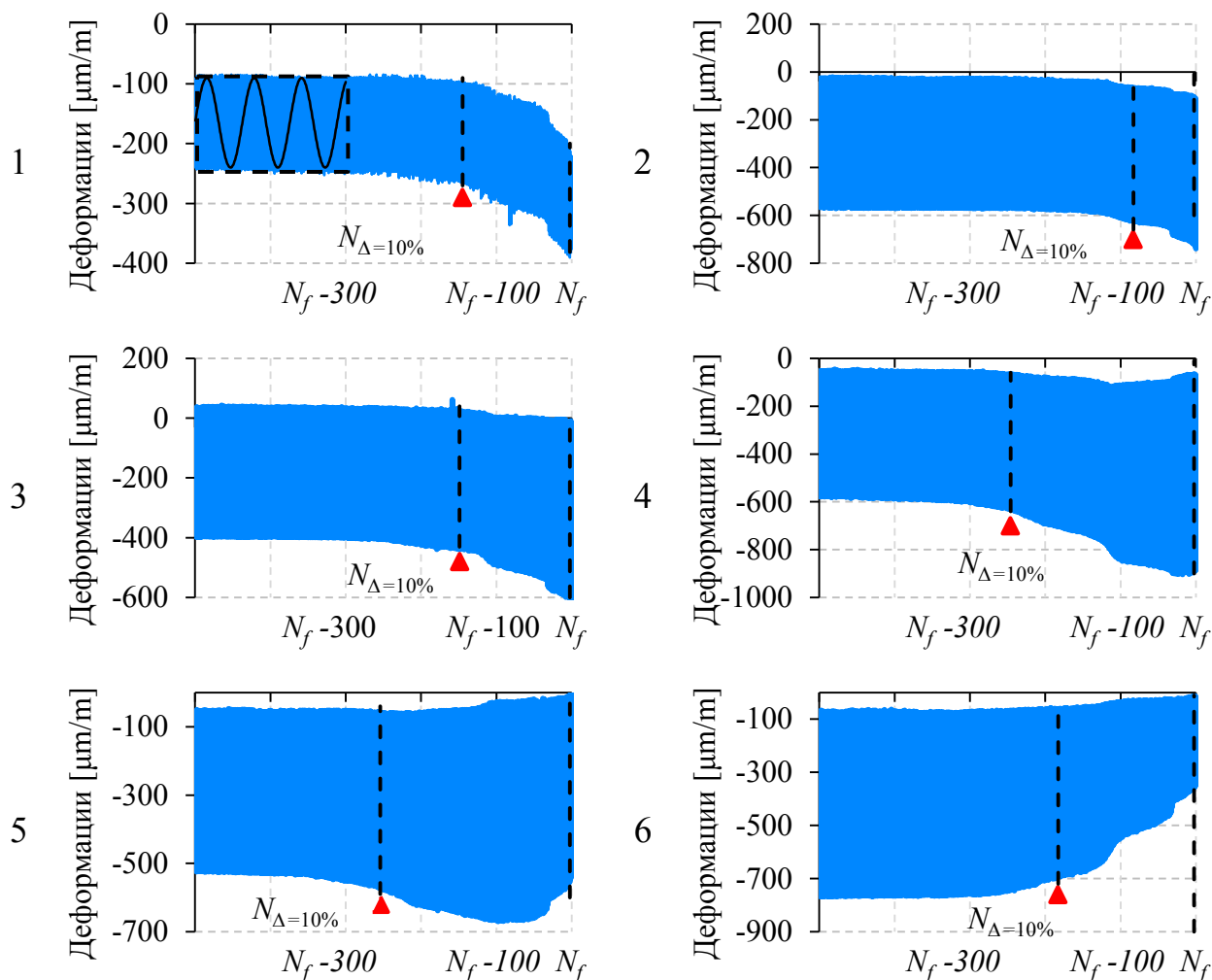


Рисунок 2.17 – Кинетика местных деформаций в шести точках сечения 2, полученная с помощью распределённой оптической системы ODiSI 6104

Для надежного обнаружения трещин в соединениях с помощью датчиков необходима разработка методики определения мест измерения деформаций. Регистрация экспериментальных данных при использовании танзодатчиков для мониторинга состояния должна выполняться в непрерывном режиме.

2.3 Построение КЭ модели

Для анализа кинетики изменения полей упругих деформаций проведен расчет МКЭ нескольких моделей трёхрядного двухсрезного соединения (п. 2.1). В

моделях учитывались данные о положении фронтов усталостных трещин, полученные при фактографии образцов при тех усталостных наработках, при которых проводилась тензометрия (п. 2.1). Моделирование трещин осуществлялось с помощью разделения листа на три части, в одной из которых были нанесены определённые по изломам трещины. Части листа соединялись с помощью жесткой виртуальной "склейки" узлов элементов. В зонах усталостных повреждений узлы элементов были разделены, имитируя тем самым полную конфигурацию развивающихся трещин (рисунок 2.18).

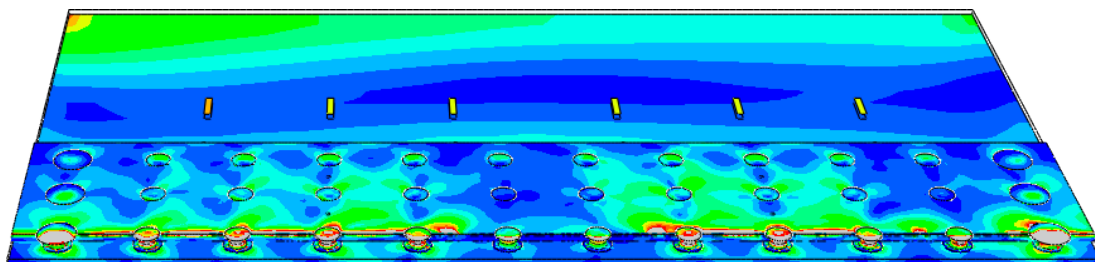


Рисунок 2.18 – Вид разрушенного сечения с моделируемыми трещинами в КЭ модели продольного стыка № 1

При построении КЭ модели использовались реальные размеры конструктивных элементов стыка. Геометрия заклёпок, листов, дублеров (в модели стыка № 4) воспроизводилась в основном с помощью квадродоминантной сетки, представленной восьмиузловыми параллелепипедами (C3D8). Сетку элементов внутреннего листа стыка № 1 представляли восьмиузловые элементы семейства "непрерывная оболочка" (SC8R), что позволило использовать относительно не подробное разбиение (1 элемент по толщине) и тем самым сэкономило расчетные ресурсы без потери точности расчета. При моделировании трещин в узкой области наружного листа стыка № 1 использовались квадратичные тетраэдрические элементы (C3D10). Состав элементов моделей стыков № 1 и № 4 указан в таблицах 2.4 и 2.5.

Размер использованных при моделировании элементов варьировался в пределах 1-5 мм со сгущением сетки в районе рядов заклёпок (рисунки 19 и 20).

Датчики, использованные при тензометрии стыка № 1, моделировались с помощью плоских прямоугольных элементов, что обеспечивало наиболее удобный импорт данных НДС для последующего анализа (S4R).

Таблица 2.4 – Количество и типы элементов, использованных при КЭ моделировании НДС стыка № 1

число	название/описание	обозначение
56	линейные четырёхугольные элементы	S4R
13857	линейные шестигранные элементы, предназначенные для моделирования сплошных оболочек	SC8R
100115	линейные шестигранные элементы	C3D8
37872	квадратичные тетраэдрические элементы	C3D10
общее число элементов: 243473; общее число узлов: 151900		

Таблица 2.5 – Количество и типы элементов, использованных при КЭ моделировании НДС стыка № 4

число	название/описание	обозначение
205670	квадратичные тетраэдрические элементы	C3D8
3600	квадратичные тетраэдрические элементы с упрощенной формой интегрирования узлов	C3D8R
общее число элементов: 281893; общее число узлов: 209270		

2.3.1 Верификация КЭ модели

Сравнение результатов расчетных деформаций с экспериментальными проводилось на примере стыка № 1 по датчикам, наклеенным в регулярной зоне разрушенного листа с внешней и внутренней стороны (12 датчиков). Сравнение расчета с экспериментом привело к следующим выводам (таблицы 2.6-2.7):

- наилучшая сходимость результатов расчета с экспериментом была получена в области наибольших растягивающих деформаций, обусловленных растяжением и изгибом с внешней стороны листа в регулярной зоне модели без повреждений ~ 5-7%;
- в области растягивающих деформаций, частично скомпенсированных сжимающими деформациями сходимость экспериментальных данных с расчетными, находится на уровне 7%;

- наихудшая сходимость результатов расчета с экспериментом была получена на КЭ моделях с повреждениями и составила ~ 8% в регулярной зоне.

Отсутствие точного соответствия расчетных и экспериментальных результатов в некоторых расчетных случаях обусловлено следующими обстоятельствами:

- невозможностью учета всех факторов, определяющих местное НДС конструкции таких как, небольшая трапецевидность листов, неполная параллельность рядов связей, местные изгибы листов и т.д. (Различие местных деформаций по краям листа достигает 5%);

Таблица 2.6 – Сравнение результатов КЭ расчета с экспериментом для датчиков, расположенных на верхней поверхности разрушенного листа

Наработка	датчик № 1		датчик № 2		датчик № 3		датчик № 4		датчик № 5		датчик № 6	
	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$
0 п. ц.	1.62e-03	1.69e-03	1.63e-03	1.68e-03	1.63e-03	1.68e-03	1.63e-03	1.59e-03	1.63e-03	1.57e-03	1.63e-03	1.57e-03
Разница	4.2%		3.0 %		3.0%		2.4		3.8%		3.8%	
108000 п. ц.	1.64e-03	1.78e-03	1.74e-03	1.79e-03	1.55e-03	1.65e-03	1.65e-03	1.65e-03	1.80e-03	1.66e-03	1.48e-03	1.57e-03
Разница	7.9%		3.0 %		5.9%		0.03%		8.5%		6.6%	

Таблица 2.7 – Сравнение результатов КЭ расчета с экспериментом для датчиков, расположенных на нижней поверхности разрушенного листа

Наработка	дат. № 29		дат. № 30		дат. № 31		дат. № 32		дат. № 33		дат. № 34	
	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$	$\varepsilon_{рас}$	$\varepsilon_{ЭКСП}$
0 п. ц.	2.10e-03	2.05e-03	2.10e-03	2.07e-03	2.10e-03	2.12e-03	2.10e-03	2.15e-03	2.11e-03	2.14e-03	2.10e-03	2.14e-03
Разница	2.6%		1.6%		0.8%		2.2%		1.2%		1.7%	
108000 п. ц.	2.18e-03	2.01e-03	2.23e-03	2.06e-03	1.96e-03	2.01e-03	2.08e-03	2.12e-03	2.29e-03	2.17e-03	1.93e-03	2.09e-03
Разница	8.4%		8.4%		2.3%		1.8%		5.4%		7.6%	

- невозможностью точной наклейки датчиков без перекосов и смещений, невозможностью точного определения фронтов трещин, определённых методом фрактографии;
- ошибками расчета, связанными с разделением сплошного листа на отдельные части с разными характеристиками элементов в КЭ модели и

ошибками, связанными с соединением этих частей, вызывающими нарушение непрерывности расчетного поля деформаций;

- невозможностью точного воспроизведения конфигурации определённых усталостных фронтов.

В целом, КЭ расчет показал хорошее соответствие с экспериментом, достаточное для применения КЭ модели при анализе кинетики НДС в зоне повреждения.

2.3.2 Анализ изменения НДС в зоне повреждения

В таблице 2.8 приведено изменение НДС продольного стыка № 1, воспроизведённое по КЭ моделям, соответствующим наработкам, при которых происходила тензометрия (рисунок 2.2).

Наиболее значительные изменения НДС, связанные с усталостными трещинами и их ускоренным ростом в районе отверстий под заклёпки 5-8 и 10-12, появляются при наработке 108 тысяч полётных циклов. Последующие 6 тысяч полетных циклов характеризуются возрастающей интенсивностью кинетики НДС, таким образом, повреждения могли быть надежно зафиксированы при любой наработке, которая превышает 108 тысяч полетных циклов.

2.4 Анализ кинетики деформационного поля в зоне повреждения

Кинетика НДС стыка № 1 приведена в таблице № 2.9 (цветом проиллюстрировано изменение поля упругих напряжений относительно первоначального состояния: синим – без значительного изменения, зелёным – изменение не менее 5%, красным изменение не менее 30%).

При анализе кинетики использовались значения деформаций, полученные на модели образца без трещин и модели образца с трещинами с учетом размеров повреждений, соответствующих наработкам графика проведения тензометрии.

По данным анализа кинетики НДС можно сделать следующие выводы:

- обширные зоны, в которых произошли изменения НДС, одинаково хорошо фиксируются сравнением НДС модели поврежденного образца и модели образца без трещин на верхней и нижней поверхностях разрушенного листа;

Таблица 2.8 – Кинетика НДС, полученная КЭ моделированием стыка № 1

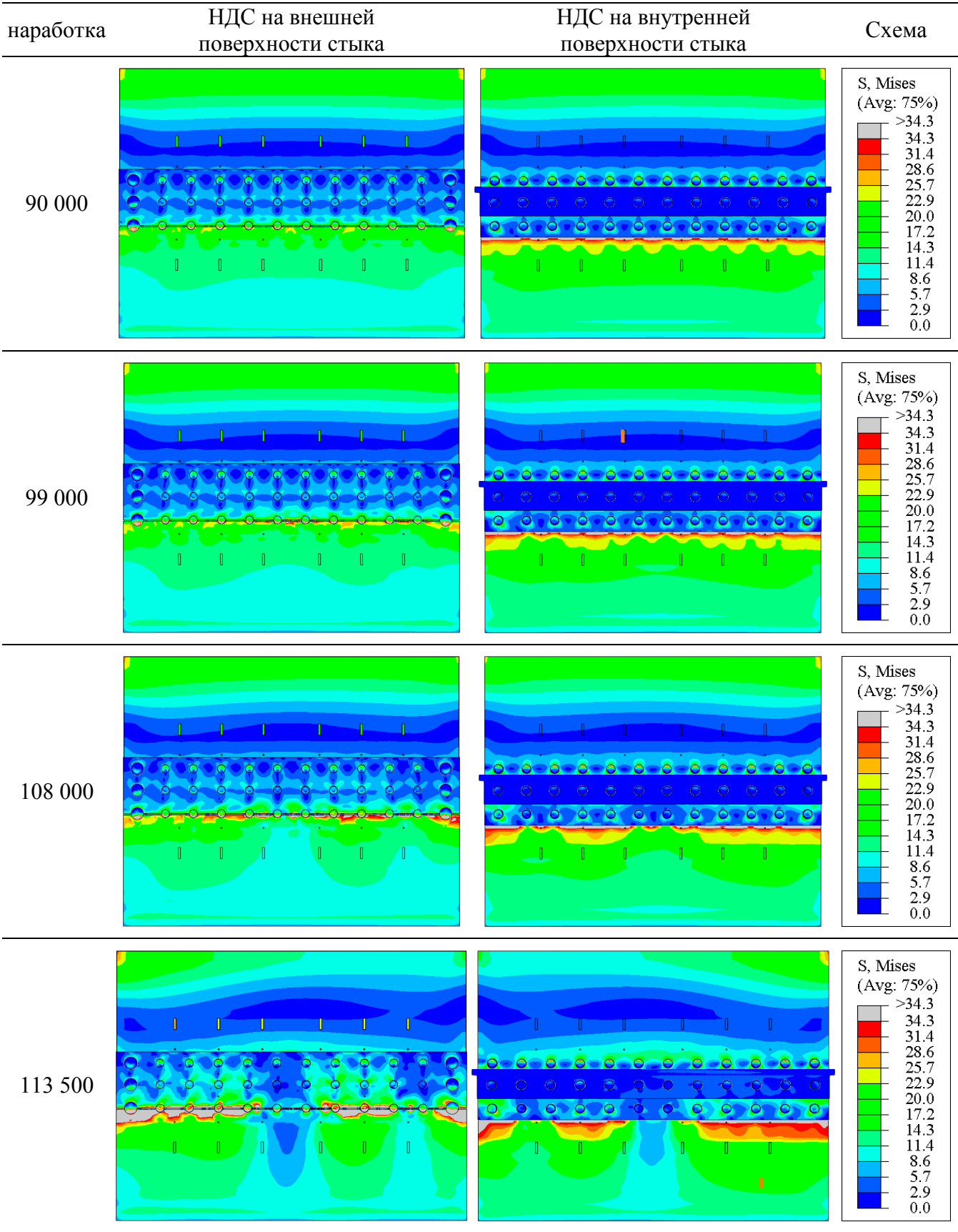
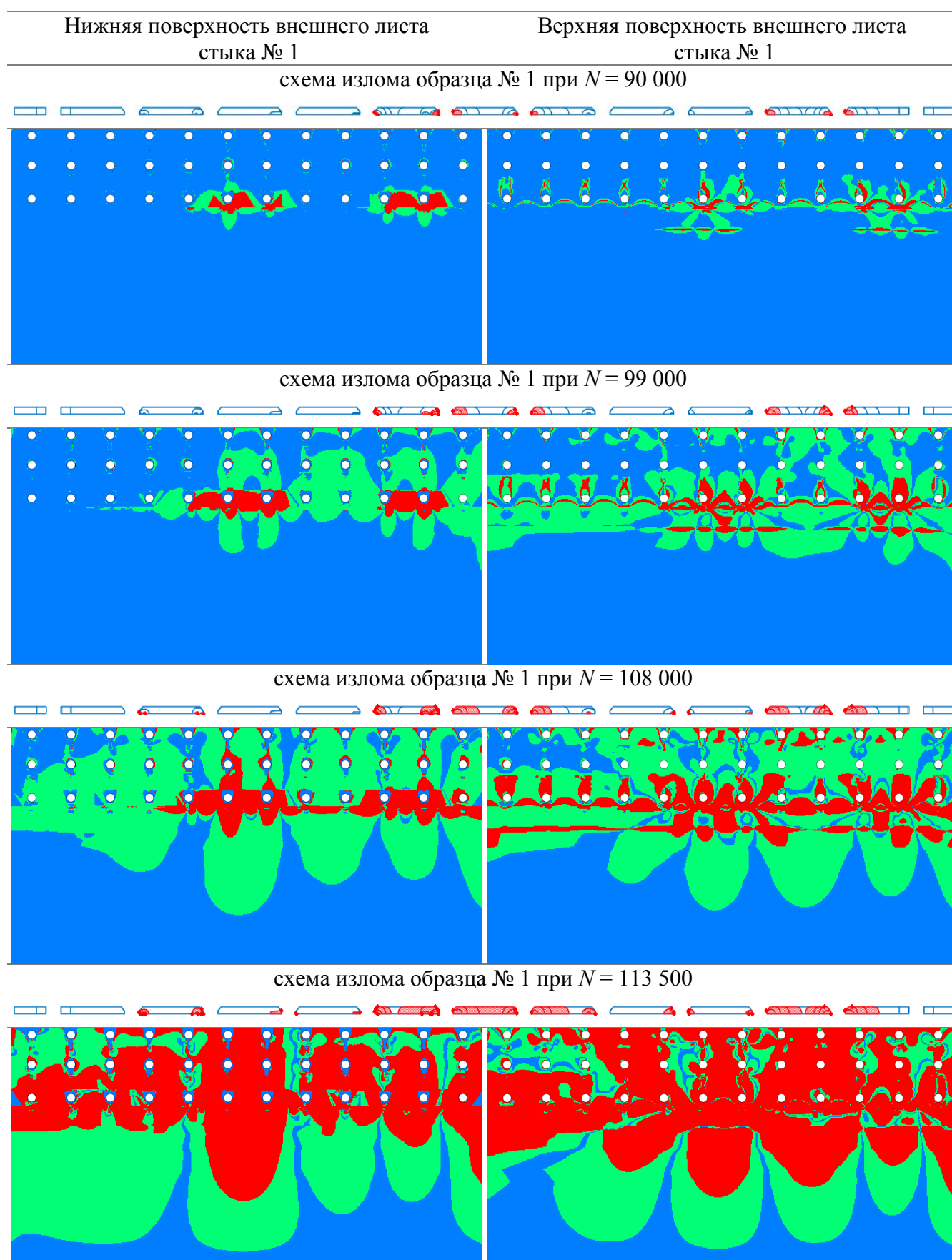


Таблица 2.9 – Кинетика НДС, полученная КЭ моделирование стыка № 1



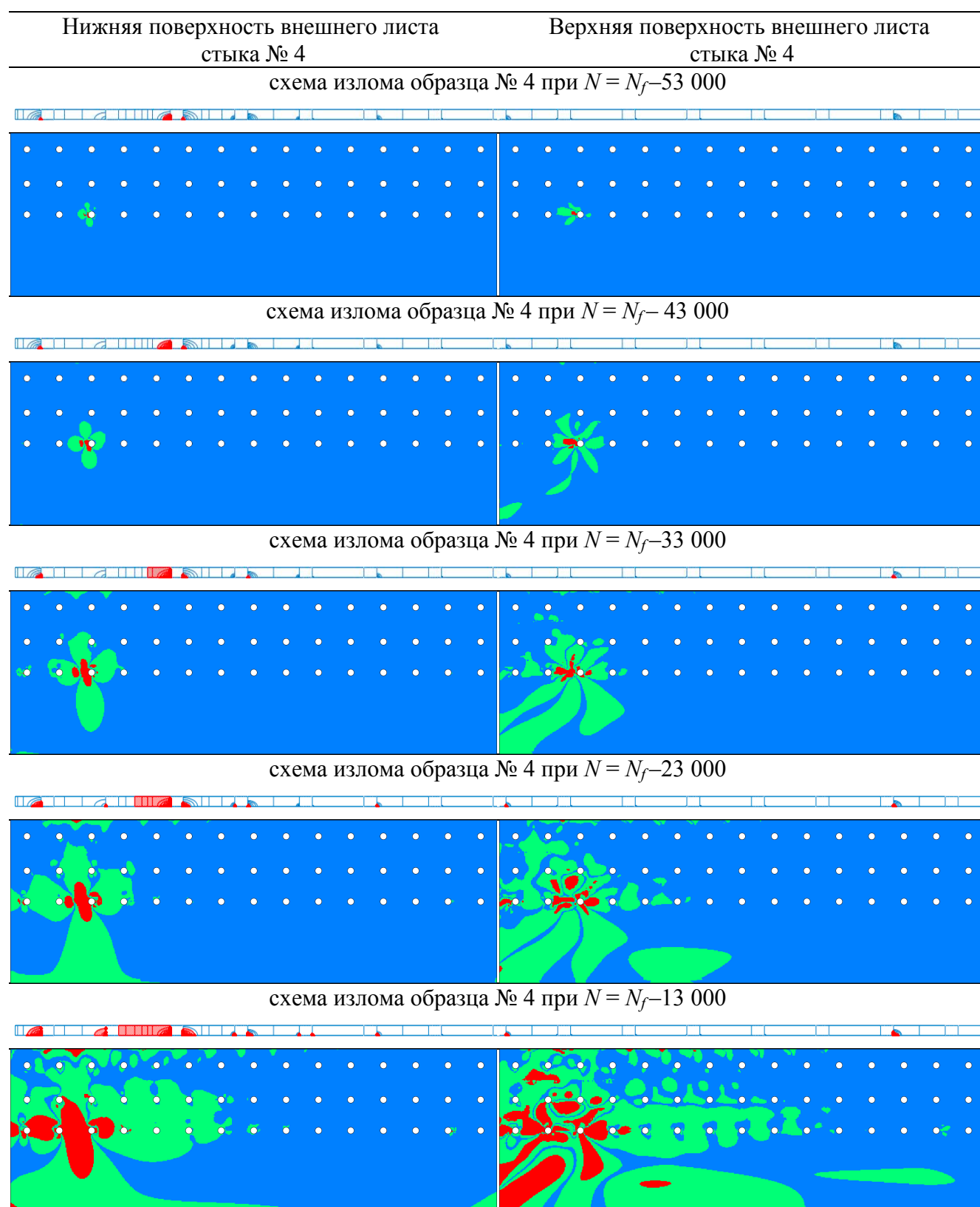
- наличие повреждений может быть зафиксировано заблаговременно, при этом существует несколько вариантов установки датчиков в зоне изменения НДС;
- область максимального изменения НДС в том случае, когда до полного разрушения стыка остается не менее 15-ти тысяч полетных циклов, охватывает примерно две трети от ширины верхнего листа и расположена вблизи критического сечения соединения;
- для полученного в эксперименте типа усталостного разрушения с множественными очагами трещин на основе анализа тензометрии и фрактографии изломов, с помощью КЭ моделирования может быть определена и составлена оптимальная схема наклейки датчиков, которая не потребует контроля НДС большого количества мест, при этом будет гарантировано заблаговременное обнаружение усталостного повреждения.

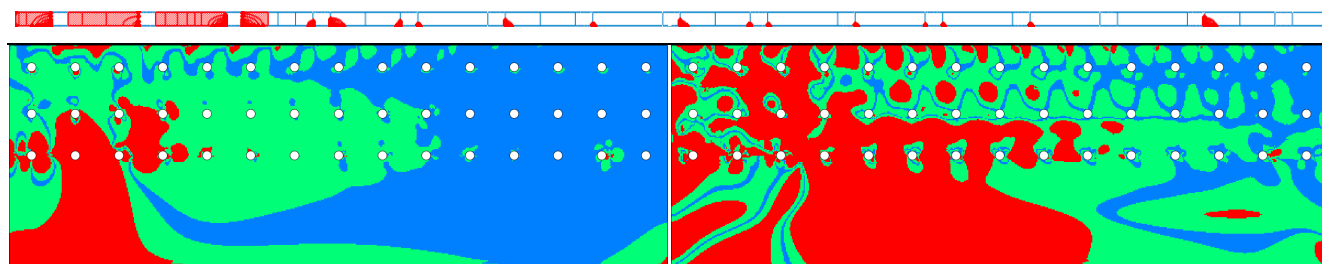
Количество датчиков, которое необходимо для определения повреждений данного типа в соответствии с выполненными расчётными оценками, составляет не менее одного датчика на каждые 100 мм по длине стыка листов обшивки фюзеляжа.

В таблице 2.10 показана кинетика НДС, полученная в результате анализа КЭ моделей стыка № 4 (N_f – циклическая долговечность образца при испытаниях). По данным анализа кинетики НДС можно сделать следующие выводы:

- обширные зоны изменения НДС получены как на верхней, так и на нижней поверхностях разрушенного листа;
- область максимального изменения НДС в том случае, когда до полного разрушения стыка остается не менее 20-ти тысяч полетных циклов, охватывает треть от ширины верхнего листа и расположена в области того ряда соединения, по которому произошло разрушение;

Таблица 2.10 – Кинетика НДС, полученная КЭ моделированием стыка № 4





- для полученного в эксперименте типа усталостного разрушения с одной магистральной трещиной на основе анализа тензометрии и фрактографии изломов с помощью КЭ моделирования может быть определена и составлена оптимальная схема наклейки датчиков. С учетом того, что скорость одной магистральной трещины в листе меньше скоростей распространения нескольких трещин, расположенных в одном сечении, обнаружение и предотвращение последствий при разрушении данного типа повреждений может быть произведено наиболее надежно и безопасно по сравнению многоочаговым разрушением.

2.5 Выводы по главе 2

- 1) Путём исследования НДС образцов продольных и поперечных стыков расчетными и экспериментальными методами показано, что основной причиной изменения деформаций вблизи наиболее нагруженных рядов является образование усталостных трещин у отверстий под заклёпки. Наиболее существенные изменения показаний датчиков (более чем на 10%) могут быть зарегистрированы при наработке равной 80% от полного количества полётных циклов до разрушения;
- 2) На основе анализа изломов образцов продольных стыков показано, что образование усталостных трещин в наиболее нагруженных сечениях листов может иметь несколько сценариев, при этом могут возникать как одиночные лидирующие трещины, так и множественные трещины у большинства отверстий примерно равной величины. Усталостные повреждения в продольных и поперечных стыках в подавляющем большинстве случаев не

могут быть своевременно обнаружены с помощью методов визуального контроля. Для обнаружения трещин могут использоваться данные непрерывной тензометрии, полученные с помощью одиночных тензодатчиков или распределённых систем измерения деформаций;

- 3) На основе исследования НДС продольных стыков МКЭ показано, что местные деформации конструкции и показания тензодатчиков при многоочаговом повреждении могут определяться расчетными методом. Среднее различие между расчётными значениями и результатами эксперимента составляет около 5% от величины сравниваемых деформаций.

ГЛАВА 3. Методика определения повреждений в элементах силовой конструкции на основе результатов тензометрии

3.1 Общая схема определения повреждений путём анализа местного напряженно-деформированного состояния

Несмотря на высокий уровень готовности и возможности современных измерительных систем, практически невозможно обеспечить контроль целостности всего планера путём использования такого количества датчиков, которое было бы соизмеримо с количеством критических мест конструкции самолета. Разработка системы, рассчитанной на мониторинг каждого концентратора, потребует значительного увеличения объема измерительного оборудования и отразится на производительности обработки данных и оперативности анализа. Эти обстоятельства могут негативно повлиять на весовые характеристики самолёта и безопасность его эксплуатации.

Анализ критических мест конструкции и определение схемы размещения датчиков (или схемы размещения точек контроля) относятся к тому кругу задач, которые необходимо решить для эффективного применения мониторинга ещё на этапе проектирования бортовой системы. С учетом конечных размеров областей, изменение НДС в которых вызвано возникновением повреждений, и ограничений при размещении измерительного оборудования, связанных с недостатком места, возможным уменьшением прочности элементов и другими факторами, задача мониторинга повреждений с помощью минимального количества датчиков должна решаться оптимизационным путём.

Мониторинг состояния конструкции должен проводиться в тех местах, для которых такой метод исследования целостности является наиболее целесообразным, исходя из требований обеспечения безопасности эксплуатации самолёта и соображений экономической эффективности его содержания. Основу мониторинга состояния конструкции составляет методика обнаружения повреждений. Методика обнаружения повреждений по результатам тензометрии заключается в сборе показаний датчиков через определённые промежутки времени и последующем анализе полученных величин деформаций. Период

регистрации данных при таком подходе должен быть в несколько раз меньше характерных длительностей развития или появления трещин. Анализ данных, как правило проводится с помощью сравнения зарегистрированных деформаций, полученных в ходе эксплуатации или циклического нагружения конструкции, со значением деформации нагруженной конструкции без наработки.

Одной из необходимых частей методики обнаружения повреждений является разработка схемы установки тензодатчиков таким образом, чтобы датчики могли фиксировать повреждения на безопасной для эксплуатации стадии развития. С учетом этого для мониторинга каждого исследуемого места необходимо получить:

- данные о наличии ограничений, препятствующих установке датчиков и/или других элементов БСМ;
- данные о нагружении в рассматриваемой части конструкции, сведения о расположении и особенностях концентраторов;
- характерные величины погрешностей измерения деформаций, значения точности расчета или пересчета деформаций с учётом действия циклических нагрузок. В результате исследования всех возможных факторов, которые могут оказывать влияние на изменение местного НДС, должны быть разработаны критерии, однозначно свидетельствующие о появлении в конструкции повреждений;
- величины безопасных размеров и данные о предполагаемом расположении повреждений, наличие и прогнозируемый рост которых не приведёт предельному состоянию конструкции.

3.2 Методика определения схемы установки датчиков при обнаружении повреждений в стыках фюзеляжа

Формирование первичной топологии размещения датчиков (зон контроля) и других элементов измерительного оборудования должно проводиться с помощью анализа исходной информации, характеризующей особенности нагружения и образования повреждений исследуемого места (п. 3.1).

Для мониторинга фюзеляжных стыков при формировании первичной топологии схемы установки датчиков принимались следующие допущения:

- наиболее нагруженными являются крайние ряды соединения (что характерно практически для всех вариантов фюзеляжных стыков авиационной конструкции с постоянными толщинами листов);
- эксплуатационное нагружение фюзеляжных стыков, обусловленное главным образом наддувом гермокабины, может быть представлено циклической одноосной нагрузкой, действующей перпендикулярно шву листового соединения;
- образование трещин у каждого отверстия в наиболее нагруженных рядах соединения имеет равновероятный характер.

Исходя из рассмотренных допущений, наиболее рациональной топологией является размещение датчиков в ряд на одной линии, параллельной рядам установки связей соединения. Определение оптимальных параметров такой топологии, а именно периодичности установки датчиков и расстояния, на котором датчики располагаются относительно критического сечения, предлагается проводить по следующей схеме:

- 1 Определение экспериментальными методами порогового значения относительного изменения деформации ε_{th} на выбранной базе тензодатчика. Превышение выбранного порога, должно однозначно свидетельствовать о наличии повреждения. Определение расчетно-экспериментальными методами безопасной суммарной площади многоочаговых трещин;
- 2 Выбор части соединения ширины b , таким образом, чтобы на выбранной части умещалось целое количество связей с учётом шага установки крепёжных элементов – s (рисунок 3.1), $(b / s) \in \mathbb{N}$.

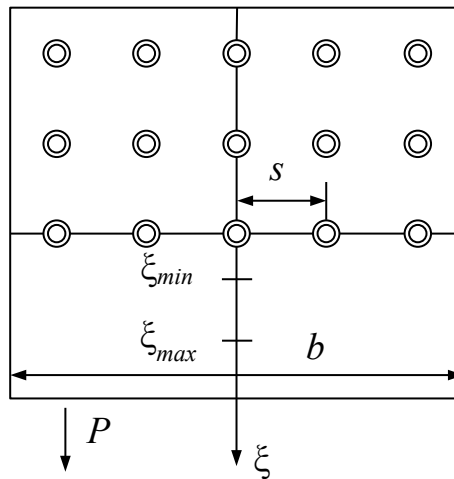


Рисунок 3.1 – Схема фрагмента листа обшивки шириной b , выбранного для исследования возможности применения одного датчика для контроля многоочаговых трещин

3 Формирование и исследование зависимости (рисунок 3.2):

$$[\xi_1, \xi_2] = f(\vec{l}), \quad (3.1)$$

где $\vec{l} = (l_1, \dots, l_n)$ – размеры трещин у каждого из контролируемых отверстий;
 n – количество отверстий в критическом сечении части стыка шириной – b ;
 l_{2i} – длина трещины у i -го отверстия, $i = 1, 2, \dots, n$;
 r – радиус отверстий;
 ξ_1, ξ_2 – границы области, в пределах которой датчиком могут быть зафиксированы повреждения ($\Delta \epsilon_{\%} \geq \epsilon_{th}$ – изменение местных деформаций должно быть больше порогового значения).

Интервал – $[\xi_1, \xi_2]$ выбирается на центральной оси анализируемой части соединения (рисунок 3.1). Исходные данные для формирования зависимости получают с помощью моделирования НДС повреждённого стыка МКЭ при различных вариантах размеров и расположения трещин.

4 Анализ возможности использования одного датчика для контроля стыка на выбранной ширине b (рисунок 3.2). Анализ проводится с помощью поиска экстремальных значений функции (3.1) $\xi_1^* = \max(\xi_1)$ и $\xi_2^* = \min(\xi_2)$, а также оценки результата соотношения: $\max(\xi_1) < \min(\xi_2)$ для всех вариантов

трещин, суммарно не превышающих величину, принимаемую за безопасный размер многоочагового повреждения.

- 5 Повторение процедуры до тех пор, пока будет показана невозможность обеспечения обнаружения многоочагового повреждения на выбранной ширине соединения.

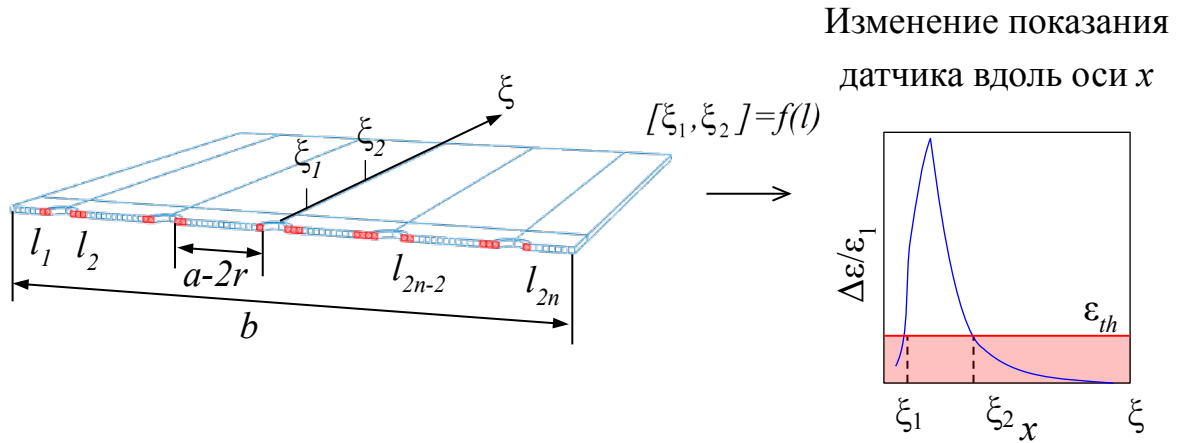


Рисунок 3.2 – Схема процедуры определения положения датчика для обнаружения многоочаговых трещин

Задача определения ξ_1^* и ξ_2^* в терминах математического программирования может быть сформулирована следующим образом: необходимо найти векторы l_1^* и l_2^* , при которых:

$$\begin{cases} f(l_1^*) = \xi_1^* \geq f(l) \quad \forall l \in \Omega, \\ f(l_2^*) = \xi_2^* \leq f(l) \quad \forall l \in \Omega, \end{cases} \quad (3.2)$$

где $\Omega = \{l : h(l) = 0, g_i(l) \leq 0, j=1, 2, \dots, m\}$ – область допустимых значений длин трещин; l – вектор переменных (3.1); $f(l)$ – целевая функция; $h(l)$ и $g_i(l)$ – ограничения; j – номер ограничения-неравенства.

Границы области, в пределах которой лежит значение аргумента функции (3.1), определяются на основе следующих предположений:

- суммарная величина длин трещин не должна превышать расчетного допустимого значения. При этом, чтобы трещины могли быть надёжно обнаружены, используется максимально возможная величина. В этом случае ограничение представляет собой равенство:

$$h = l_{\Sigma} - \sum_{i=1}^{2n} l_i = 0; \quad (3.3)$$

где l_{Σ} – суммарная величина трещин;

- ограничения-неравенства $g(l)$ используются для описания возможных физических пределов повреждений, а именно длины каждой трещины, которая не может принимать отрицательного значения, и суммарной длины двух соседних трещин, которая не может быть больше расстояния между ближайшими краями рядом расположенных отверстий.

$$\begin{aligned} g_i &= -l_i \leq 0, \quad \forall i=1, \dots, 2n; \\ g_j &= l_{2j} + l_{2j+1} - s + 2r \leq 0, \quad \forall j=1, \dots, n \end{aligned} \quad (3.4)$$

где s – расстояние между центрами отверстий; r – радиус отверстия (рисунок 3.1).

В общем случае функция (3.1) нелинейна. Для соединений данная функция может быть получена в точечном виде с помощью МКЭ при вариации в допустимых пределах длин многоочаговых трещин. Таким образом, выражения (3.2) – являются постановкой нелинейной задачи математического программирования, при решении которой будут использоваться только прямые методы, требующие вычислений целевой функции в точках приближений, без расчета производных первого и второго порядков.

3.2.1 Использование нейросетевой аппроксимации для определения мест установки датчиков

Решение задачи (3.2) разделяется на два этапа: формирование зависимости $[\xi_1, \xi_2] = f(\bar{l})$ в виде нейросетевой аппроксимации $\bar{\xi} = NN(\bar{l})$ и определение экстремумов полученной функции с учётом ограничений на аргумент (3.2). Для обучения нейронной сети (НС) используются результаты расчета деформаций в повреждённой конструкции стыка МКЭ и информация о длинах и расположении трещин (рисунок 3.3 а). Поиск экстремумов ξ_1^* и ξ_2^* может выполняться любым методом, позволяющим определить глобальное значение функции или получить его оценку. Возможность использования одного датчика для контроля стыка на выбранной ширине – b определяется из соотношения: $\xi_1^* < \xi_2^*$.

Формирование обучающего набора проводится на основе базовой конечно-элементной модели, которая в процессе накопления данных модифицируется для воспроизведения повреждённых вариантов соединения.

Схема формирования зависимости (3.1) и её анализа для определения положения датчика приведена на рисунке 3.3.

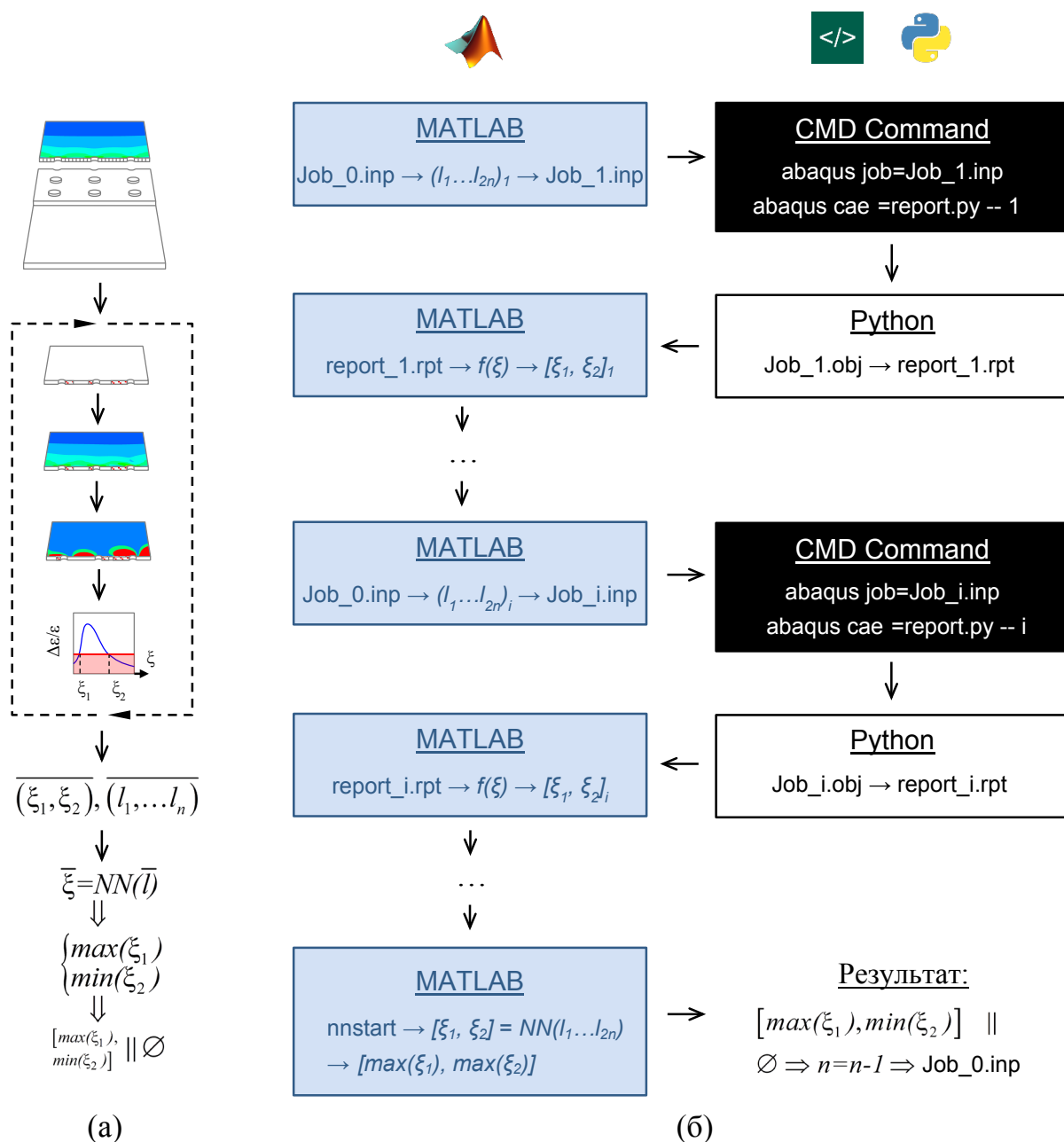


Рисунок 3.3 – Схема определения границ области установки датчика с помощью формирования нейросетевой аппроксимации

Для обучения НС используется выборка, включающая результаты расчета местного НДС, полученные МКЭ. Объём выборки должен быть достаточен для

построения аппроксимации с заданной точностью и как правило, составляет не менее двух тысяч вариантов расчёта.

Задача аппроксимации неизвестной функции, заданной с помощью точек в многомерном пространстве, решается с помощью одной из наиболее распространённых моделей НС – многослойного персептрона [99, 100, 101, 102]. Многослойный персептрон состоит из слоёв, которые последовательно получают, преобразуют и передают сигнал (рисунок 3.4). На практике более всего распространены трехслойные сети с входным, скрытым и выходным слоем.

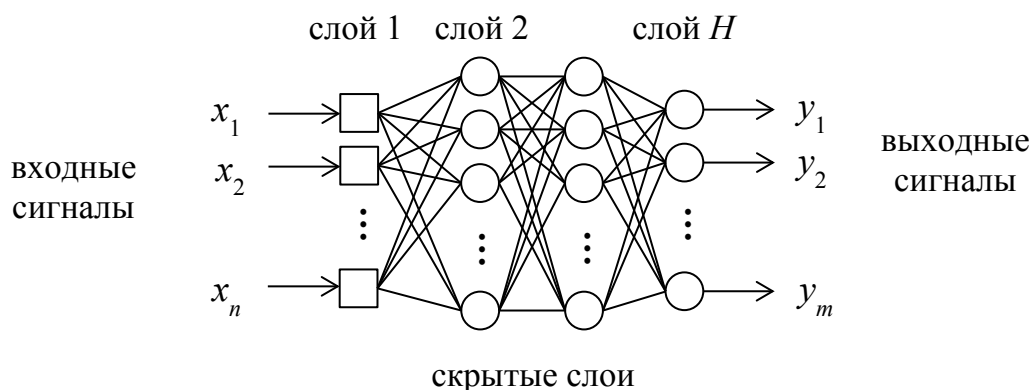


Рисунок 3.4 – Многослойный персептрон

Для того чтобы полностью описать многослойный персептрон необходимо сформировать его топологию – $\hat{T}$, вектор весовых коэффициентов – $\hat{W}$ и набор функций активации для каждого слоя – $\hat{F}$, что можно записать с помощью символов как:

$$\vec{y} = NN(\vec{x}; \{\hat{T}, \hat{W}, \hat{F}\}), \quad (3.5)$$

где $\vec{x}$ – вектор входных данных, в задаче (3.1) $\vec{x}$ соответствует $\bar{l}$; $\vec{y}$ – вектор выходных данных, в задаче (3.1) $\vec{y}$ соответствует $\bar{\xi}$;

$\hat{T} = \{H, N_0 = n, N_1, N_2 \dots N_L = m\}$, H – количество слоёв НС, N_i – количество нейронов в слое h , $\hat{W} = \{w_{ij}^{(1)} \dots w_{ij}^{(L)}\}$, $w_{ij}^{(h)}$ – j -й весовой коэффициент i -о нейрона в слое h , $\hat{F} = \{F^{(1)}(x), \dots, F^{(L)}(x)\}$.

Для построения персептрона с нужными свойствами необходимо найти такой набор параметров $\{\hat{T}, \hat{W}, \hat{F}\}$, при котором ошибка обучения:

$$e_{NN}(P_p, \{\hat{T}, \hat{W}, \hat{F}\}) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^P \sum_{i=1}^m (y_i(k) - t_i(k))^2, \quad (3.6)$$

на заданном обучающем множестве $P_p = \{x(k), t(k)\}_{k=1}^P$ достигала бы минимального значения.

Для итеративного обучения персептрона исходные данные разделяют на три части: обучающий набор (training set), который используется для вычисления весов НС; множество перекрёстных проверок (cross-validation set), которое используется для останова процедуры обучения, при получении наилучшей обобщающей способности НС; контрольный набор (test set), с помощью которого проверяется качество полученного аппроксиматора. Тестовое множество напрямую не используется при обучении.

В качестве численных критериев эффективности аппроксимации НС используют средний квадрат ошибки (mean squared error – MSE , (3.7)) и коэффициент корреляции (3.8):

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - t_i)^2, \quad (3.7)$$

где n – размер тестовой выборки; t_i – исходные данные соответствующие значениям аппроксимируемой функции.

$$R = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n \left(\frac{y_i - \bar{y}}{\sigma_y} \right) \left(\frac{t_i - \bar{t}}{\sigma_t} \right), \quad (3.8)$$

где $\bar{y}$ и $\bar{t}$ – средние значения выхода НС и значений аппроксимируемой функции соответственно, σ_y и σ_t – стандартные отклонения по множествам y_i и t_i соответственно.

На рисунке 3.5 изображен процесс обучения трёхслойного персептрона (входной, скрытый и выходной слои) в результате которого при обновлении весовых коэффициентов по каждой части данных уменьшается средний квадрат ошибки. Минимум MSE по множеству перекрёстных проверок соответствует

получению наилучшей аппроксимации и окончанию обучения. Значение коэффициента корреляции, свидетельствующее о хорошем приближении к аппроксимируемой функции, должно быть близко к 1 по каждому набору (рисунок 3.6).

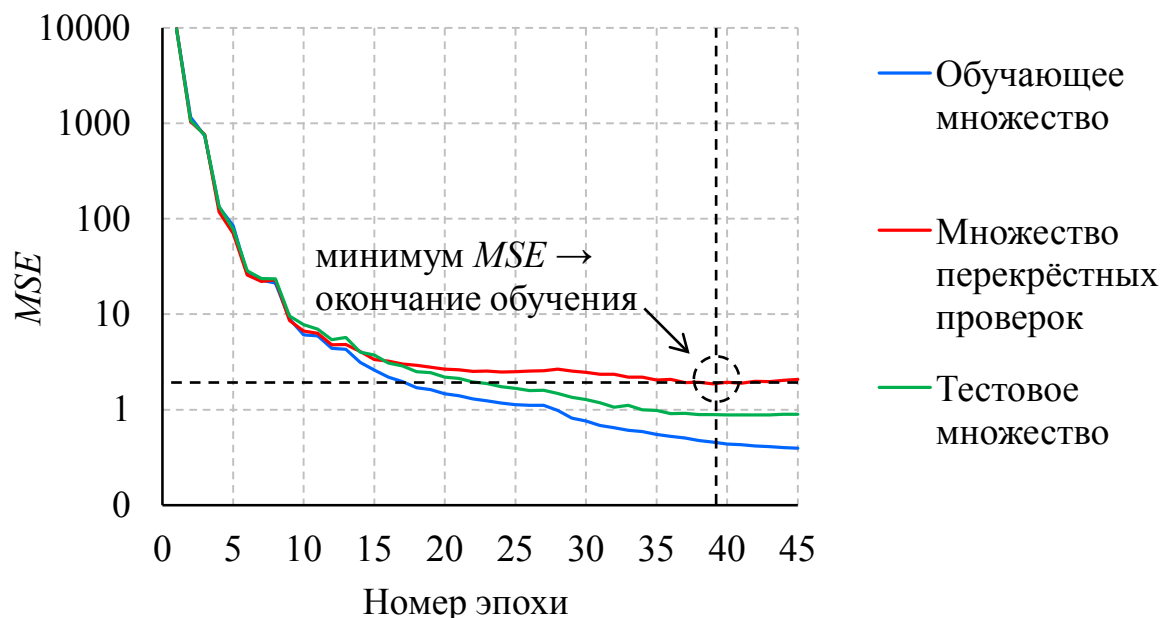


Рисунок 3.5 – Изменение MSE при обучении НС

Данные, приведённые на рисунках 3.5–3.6, получены при оценке границы ξ_2^* для трёхрядного соединения внахлёст (п. 2.1.1) шириной – b , соответствующей трём отверстиям, ξ_1^* в данном расчетном случае оставалось постоянным для всех вариантов расположения трещин. Значения ξ_1^* и ξ_2^* , полученные для данного соединения методом полного перебора равны 5 и 15.45 мм соответственно, оценка ξ_2^* , рассчитанная с помощью НС, равна 11.81 мм.

Определение компонент обучающего множества, для получения функции (3.1), проходит в следующем порядке:

- 1 расчет базовой модели, соответствующей неповреждённому состоянию стыка. В критическом сечении модели схематическим образом задаются границы возможных трещин, размыкаемые для имитации трещин, узлы в базовой модели соединены, что соответствует отсутствию дефектов. С

помощью деформаций, определённых в базовой модели, рассчитываются показания датчиков при тензометрии неповреждённой конструкции;

- 2 расчет КЭ моделей с различными вариантами расположения трещин – $\bar{l}$. Разрыв связи между узлами в критическом сечении, при моделировании трещин производится за счет редактирования исходного файла базовой модели;

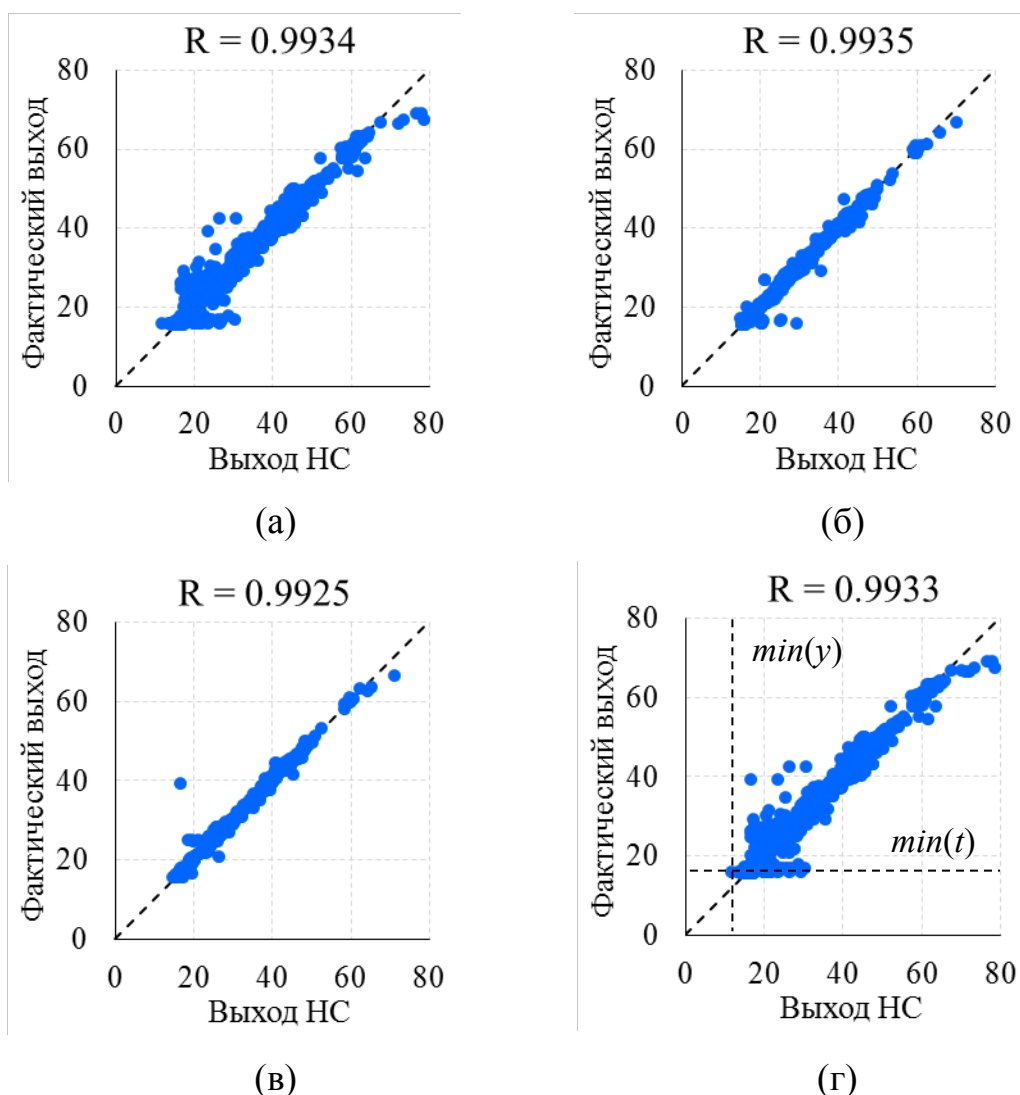


Рисунок 3.6 – Коэффициенты корреляции для используемых при обучении НС наборов данных ((а) – тестовый набор; (б) – множество перекрёстных проверок; (в) – обучающий набор; (г) – все наборы, $\min(t)$ – минимальное фактическое значение ξ_2^* , $\min(y)$ – оценка минимального значения ξ_2^* , полученная с помощью аппроксимации на основе НС)

- 3 анализ изменения деформаций каждой КЭ модели с помощью экспорта данных и обработки результатов расчета;
- 4 расчет показаний датчиков в местах потенциальной тензометрии, с помощью данных полученных на шаге 3. Определение границ $[\xi_l, \xi_2]$ для каждого расчетного случая. Составление векторных пар $\bar{l}_i \rightarrow \bar{\xi}_i$.

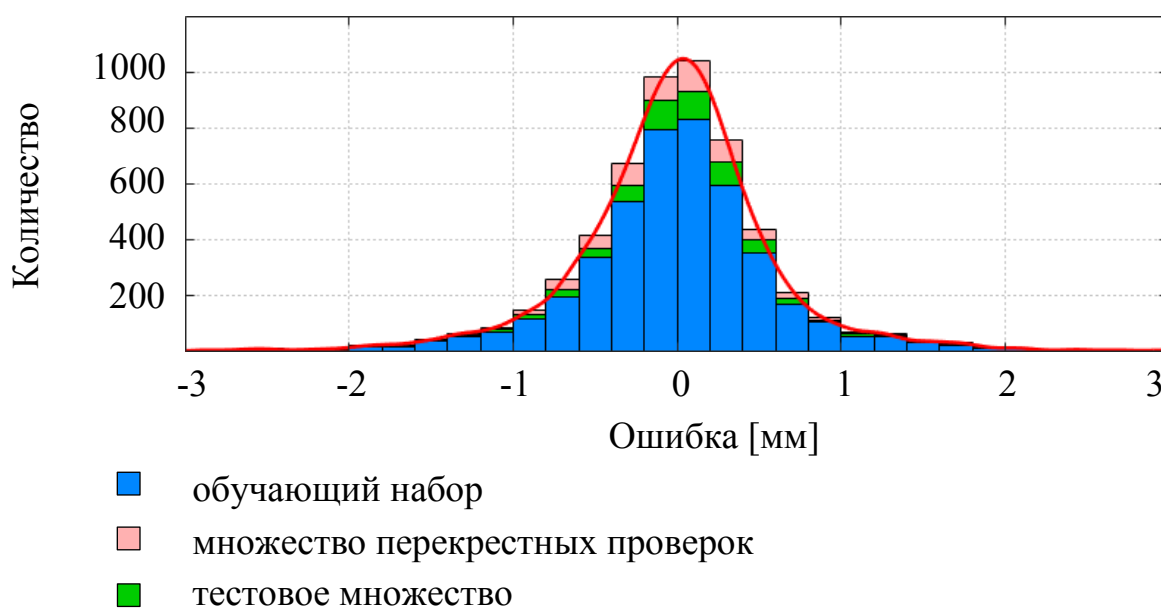


Рисунок 3.7 – Функция распределения ошибок, полученная для НС при аппроксимации зависимости (3.1)

На рисунке 3.7 приведено распределение ошибок – e (3.9) нейросетевой аппроксимации, сформированной для определения возможности контроля одним датчиком части соединения шириной, соответствующей трём отверстиям:

$$e = \xi_l - \xi_y, \quad (3.9)$$

где ξ_l – фактическое значение границы возможной области установки датчика;
 ξ_y – оценка границы с помощью нейросетевой аппроксимации.

Полученная методами статистического анализа функция распределения, может использоваться для расчета вероятности возникновения таких вариантов расположения трещин, которые не могут быть гарантированно обнаружены с помощью анализа тензометрии по предложенной методике.

3.2.2 Определение мест установки датчиков методом прямого поиска

Поиск экстремумов, показывающих возможные границы области установки датчика $[\xi_1, \xi_2]$, может выполняться без использования аппроксимации функции (3.1).

В этом случае оптимизация выполняется по итерационной процедуре (рисунок 3.8 (а)), расчетный цикл которой состоит из формирования возможного варианта расположения трещин, расчета значения ξ_1 (или ξ_2) и проверки условия обнаружения экстремума. В качестве основы итерационной процедуры может использоваться метод имитации отжига [103] (или другой метод поиска оптимального решения), текущее значение функции (3.1) для которого вычисляется с помощью расчета по величине текущего аргумента – $\vec{l}$. Вычислительные действия, проводятся при этом различными приложениями и связаны в единый расчетный процесс (рисунок 3.8 (б)).

В основе метода имитации отжига лежит [104, 105] моделирование реального физического процесса, который происходит при кристаллизации вещества из жидкого состояния в твёрдое. Поиск экстремума методом имитации отжига при этом рассматривается как процесс уменьшения энергии, которая задаётся целевой функцией (в качестве которой использовалось выражение (3.1)), при изменении температуры и описывается следующей последовательностью шагов:

- 1 определение минимальной – t_{min} и начальной – t_{max} температуры – параметры метода, не имеющие прямого отношения к переменным задачи;
- 2 выбор случайным образом первого состояния – s_1 при $t_1 = t_{max}$;
- 3 пока не достигнуто условие выхода из процедуры оптимизации (пока $t_i > t_{min}$) выполнение:
 - определение кандидата на новое состояние – $s_c = F(s_{i-1})$, где $F(s_i)$ – функция генерации новых состояний (некоторая функция случайным образом, подбирающая новую точку, удовлетворяющую необходимым требованиям в случае условной оптимизации);

- расчет разности целевой функции кандидата и целевой функции текущего состояния – $\Delta E = E(s_c) - E(s_{i-1})$;
- если $\Delta E \leq 0$, тогда осуществляется переход в новое состояние, то есть $s_i = s_c$;
- если $\Delta E > 0$, тогда переход осуществляется с вероятностью $P(\Delta E) = e^{-\Delta E/t_i}$;
- понижается температура $t_{i+1} = T(i)$, где $T(i)$ – функция изменения температуры.

4 возвращается последнее состояние – s .

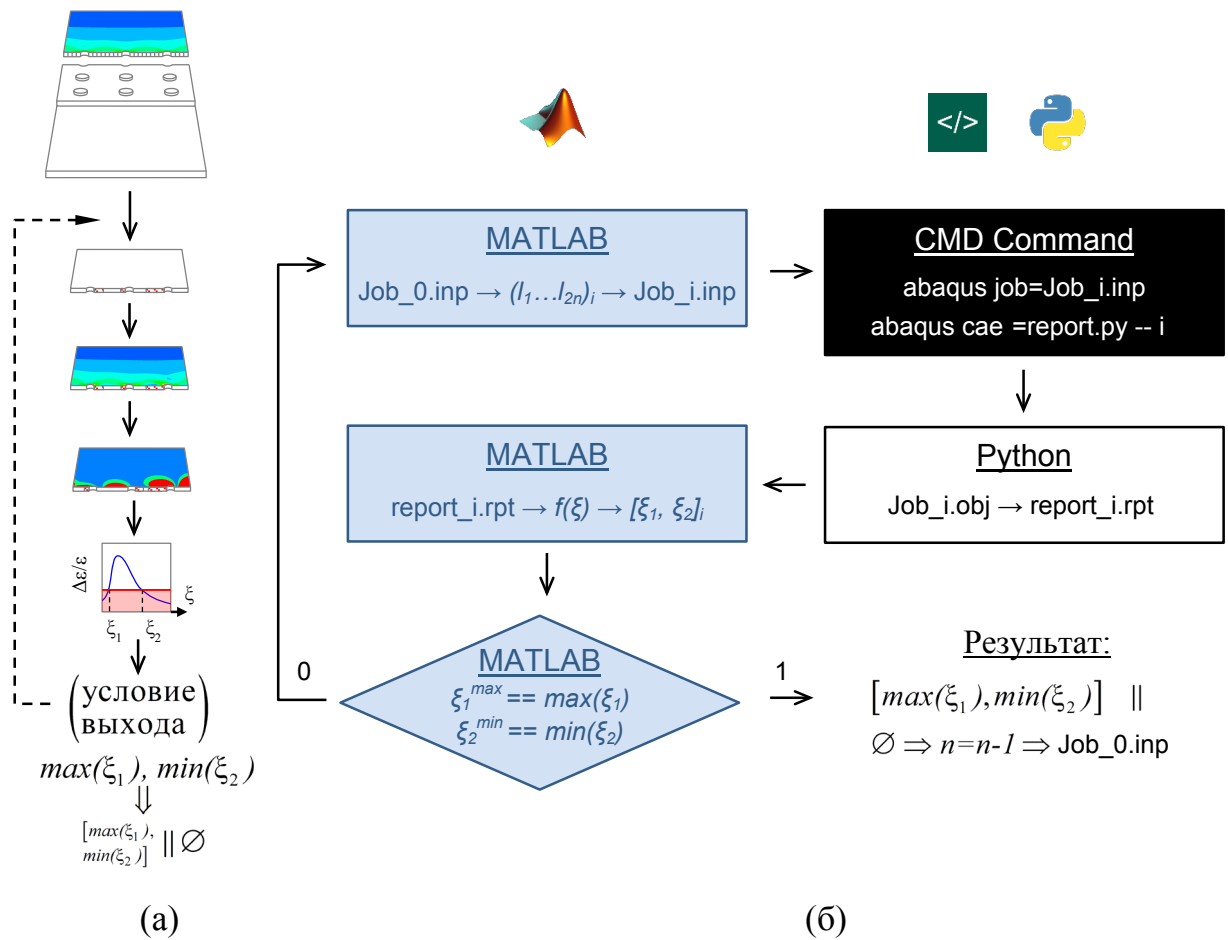


Рисунок 3.8 – Схема определения границ области установки датчика с помощью поиска экстремумов без использования функции (3.1)

В качестве функции, экстремумы которой требовалось определить методом имитации отжига, анализировалась функция (3.1). Генерация новых состояний выполнялась с учетом ограничений заданных выражениями (3.3) – (3.4).

3.3 Сравнение методов определения местоположения датчиков

Для расчета оптимального значения одной из границ по методу прямого поиска (п. 3.2.2) требуется примерно на порядок меньше расчетов, чем при использовании нейросетевой аппроксимации. При этом для определения каждой границы путём прямой оптимизации требуется отдельная реализация процедуры из п. 3.2.2. Для надежности поиска расчет оптимального значения может проводиться несколько раз из различных начальных точек.

В обоих случаях для реализации алгоритмов требуются расчетные деформации, полученные с помощью МКЭ. Рассчитываемые в автоматическом режиме модели могут не сходиться к решению, при этом требуется либо доработка моделей вручную, либо расчет дополнительных вариантов, удлиняющий цепочку промежуточных решений, сходящуюся к результату. При использовании методов, в процессе выполнения которых алгоритм сам вычисляет какие варианты необходимо получить на каждой следующей итерации (метод градиентного спуска, генетический алгоритм). Отсутствие корректно завершившегося расчета МКЭ приведёт к повторному запуску процедуры оптимизации.

При построении нейросетевой аппроксимации некорректно рассчитанные модели можно отбросить, заменив их для достаточного объёма новыми расчетами, если это необходимо. Таким образом, некорректно автоматически посчитанные модели не являются при использовании нейронных сетей серьёзной проблемой.

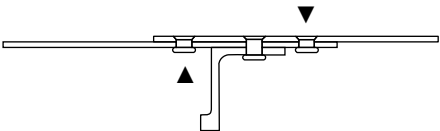
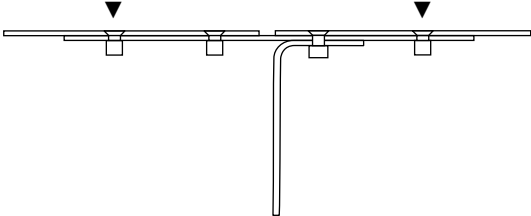
Сама реализация процедуры из п. 3.2.2 (рисунок 3.6 (б)) является более сложной и трудоёмкой, требует параллельной работы в нескольких приложениях, следовательно, более требовательна к производительности вычислительного устройства, на котором она будет выполняться. Расчет с помощью нейронных сетей может быть разбит на этапы и реализован на разных ПК. При расчете исходных данных для обучения НС вычислительные мощности могут быть задействованы параллельно, что может существенно сократить время реализации всей процедуры.

3.4 Результаты определения оптимальных схем установки датчиков для различных соединений

В таблице 3.1 представлены результаты определения мест измерения деформаций, полученных по предложенной методике (п. 3.2) для обнаружения повреждений в соединениях двух типов: трёхрядного соединения листов внахлест, подкреплённого стрингером, и четырёхрядного соединения двух листов через дополнительный элемент, подкреплённого силовым набором из двух стрингеров и нервюры.

Анализ результатов применения методики показывает, что в зависимости от конструкции соединения для надёжного обнаружения усталостных трещин вблизи наиболее нагруженных рядов через каждые 4-5 крепежных элементов может устанавливаться один датчик деформации, согласно предложенной в п. 3.2 топологии.

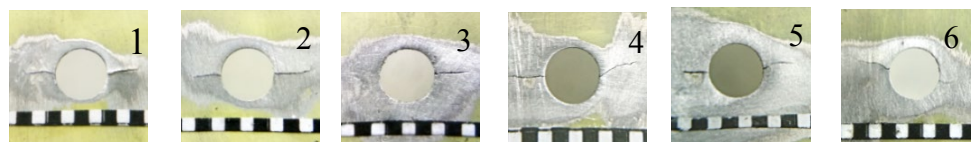
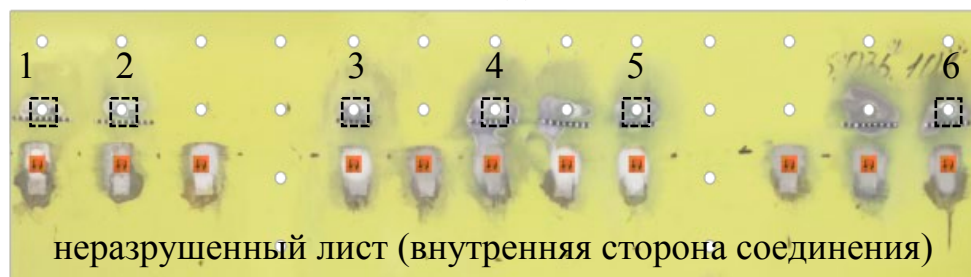
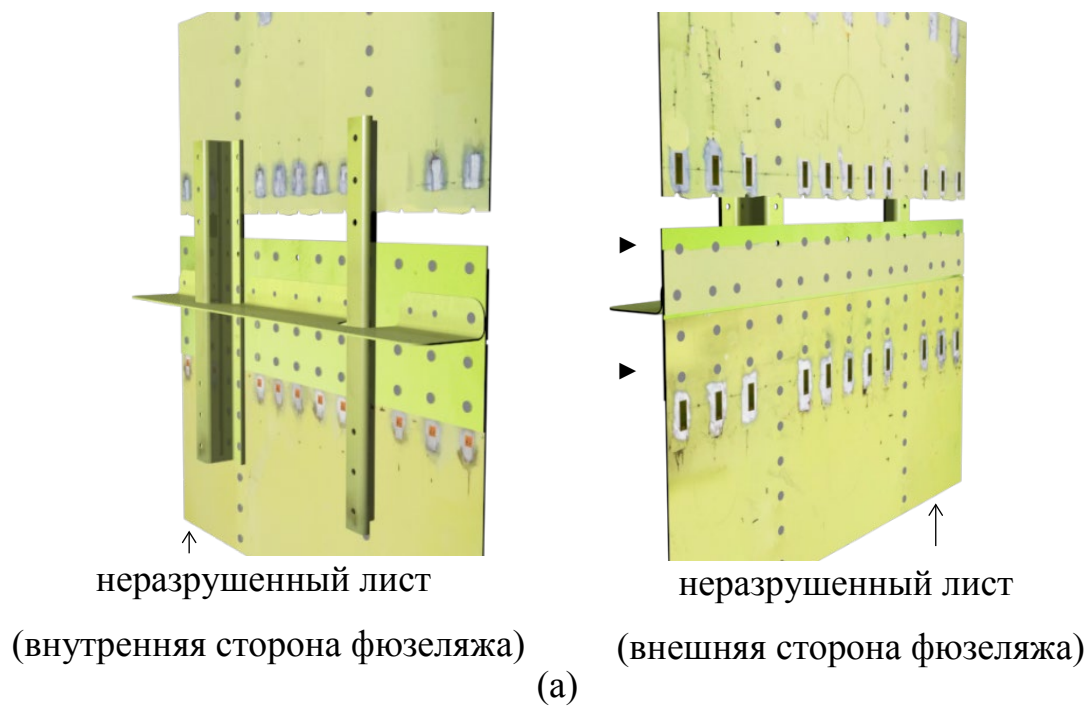
Таблица 3.1 – Результаты применения методики для двух типов фюзеляжных стыков (знаками ▲ и ▼ отмечены наиболее нагруженные ряды соединения)

Схема соединения	Параметры схемы установки датчиков
	наружный/внутренний лист: наружная/внутренняя поверхность: 5 отверстий, $[max(\xi_1), min(\xi_2)] = [12.6; 16]$ мм
	наружный лист: наружная поверхность: 4 отверстия, $[max(\xi_1), min(\xi_2)] = [5; 13]$ мм внутренняя поверхность: 4 отверстия, $[max(\xi_1), min(\xi_2)] = [7; 9.2]$ мм

Для соединения первого типа датчики на каждом из листов могут устанавливаться с одной стороны, при этом зона оптимального расположения датчиков удалена от наиболее нагруженного ряда на расстояние около 15 мм. В соединении второго типа датчики могут устанавливаться с двух сторон соединяемых листов на расстоянии приблизительно равном 10 мм относительно контролируемого ряда, при этом зона допустимой установки на наружной стороне соединения более чем в 3 раза превышает зону установки датчиков на внутренней стороне соединения [106, 107].

3.5 Результаты обнаружения многоочаговых трещин по данным тензометрии

Подтверждение эффективности предложенной методики проводилось на образцах поперечного стыка, с помощью расклёпки соединения и последующего визуального обнаружения усталостных трещин, которые проводились после испытаний на усталость (рисунок 3.9). Расклепке и дополнительному визуальному контролю были подвергнуты несколько образцов, изменение деформаций которых вблизи крайнего наиболее нагруженного и неразрушенного ряда составляло около 10%. Обнаруженные трещины имели многоочаговый характер, внешние признаки наличия повреждений до расклёпки соединений отсутствовали.



(б)

Рисунок 3.9 – Результаты обнаружения повреждений по предложенной методике для поперечных фюзеляжных стыков (знаком «» отмечены наиболее нагруженные ряды соединения; (a) – общий вид соединения с внутренней и внешней стороны; (б) – вид усталостных трещин, обнаруженных в неразрушенном листе после расклёпки соединения)

3.6 Выводы главы 3

- 1) Разработана методика обнаружения многоочаговых повреждений в фюзеляжных стыках по данным тензометрии. Основным этапом методики является определение схемы оптимальной установки датчиков с учетом расчетного уровня остаточной прочности и технических возможностей тензосистем, применяемых для измерения деформаций с целью мониторинга состояния;
- 2) Сформулирована в терминах нелинейного математического программирования задача поиска оптимальных решений функциональной связи между накопленными дефектами и параметрами схемы установки датчиков, возникающая при реализации предложенной методики;
- 3) Разработано 2 способа решения поставленной оптимизационной задачи:
 - с использованием нейросетевой аппроксимации и последующего анализа полученной функции с помощью алгоритмического метода решения задачи глобальной оптимизации;
 - методом прямого поиска, путём последовательного вычисления значений функции в случайных точках и определения экстремального значения методом «имитации отжига»;
- 4) Приведены результаты определения оптимальной схемы установки датчиков по предложенной методике для фюзеляжных стыков 2-х видов. В результате расчета показано, что достаточным для своевременного обнаружения многоочаговых трещин является установка 1 датчика на 4 или 5 отверстий в зависимости от конструкции стыка, вблизи наиболее нагруженного ряда соединения;
- 5) Подтверждены результаты обнаружения повреждений с помощью анализа тензометрии по приведённой методике в образце фюзеляжного стыка с помощью расклёпки соединения и визуального обнаружения трещин после испытаний на усталость.

ГЛАВА 4. Определение расчетных значений параметров используемых при обнаружении дефектов по результатам тензометрии

4.1 Определение порогового значения изменения деформации при обнаружении усталостных повреждений с помощью анализа напряженно-деформированного состояния

Одним из вариантов обнаружения повреждений по результатам тензометрии является сравнение изменения показаний датчиков с некоторым пороговым значением. Пороговое значение должно в целом характеризовать допустимый предел вариации измеренных деформаций, выше которого следует предполагать, что изменение деформаций происходит по причине повреждения конструкции.

Применение порогового значения связано с погрешностью измерения деформаций, которая зависит от множества факторов. Учет совокупной величины погрешности необходим для выделения полезной величины сигнала, которая связана только с повреждением конструкции. В данном подходе фактически предполагается, что не любое изменение деформации может однозначно свидетельствовать о повреждении конструкции, то есть, при изменении деформации ниже порогового значения невозможно точно установить связано это изменение с повреждениями или нет. В рамках предложенного подхода, необходимо подтвердить тот факт, что повреждения, вызывающие изменения деформации, которые не превышают порогового значения, не приведут к предельному состоянию конструкции.

Для сравнения с пороговым значением в данной работе предлагается использовать относительное изменение деформации, измеряемое с помощью ВОД или ТР:

$$\Delta\varepsilon_{\%} = |\Delta\varepsilon/\varepsilon_1| \cdot 100\% \leq \varepsilon_{th}, \quad (4.1)$$

где ε_{th} – пороговое значение относительной местной деформации, которое подбирается экспериментально;

$\Delta\varepsilon$ – разность показаний тензодатчика при первой – ε_1 и последней – ε_n тензометрии $\Delta\varepsilon = \varepsilon_n - \varepsilon_1$, значения ε_1 и ε_n могут быть получены путём прямых измерений при одинаковых нагрузках или пересчетом деформаций к одинаковым нагрузкам, если тензометрия не была проведена при одних условиях нагружения, n – количество проведенных измерений.

Вид предложенного критерия обусловлен тем, что значение $\Delta\varepsilon_{\%}$ не зависит от уровня действующих напряжений и ряда погрешностей, характерных при измерении деформации и применении расчетных методов при определении параметров мониторинга. Условия нагружения, необходимые для расчета критерия, должны быть выбраны таким образом, чтобы локальная деформация конструкции в неповреждённом состоянии – ε_1 не принимала нулевого значения. Данное условие в целом соблюдается для ОСЭ конструкции, которые содержат большое количество высоконагруженных мест.

Пороговое значение изменения местной деформации может определяться с помощью двух подходов: детерминистического и эмпирического. В первом случае предполагается анализ и учет всех основных факторов, которые могут повлиять на НДС рассматриваемой части конструкции (рисунок 4.1).

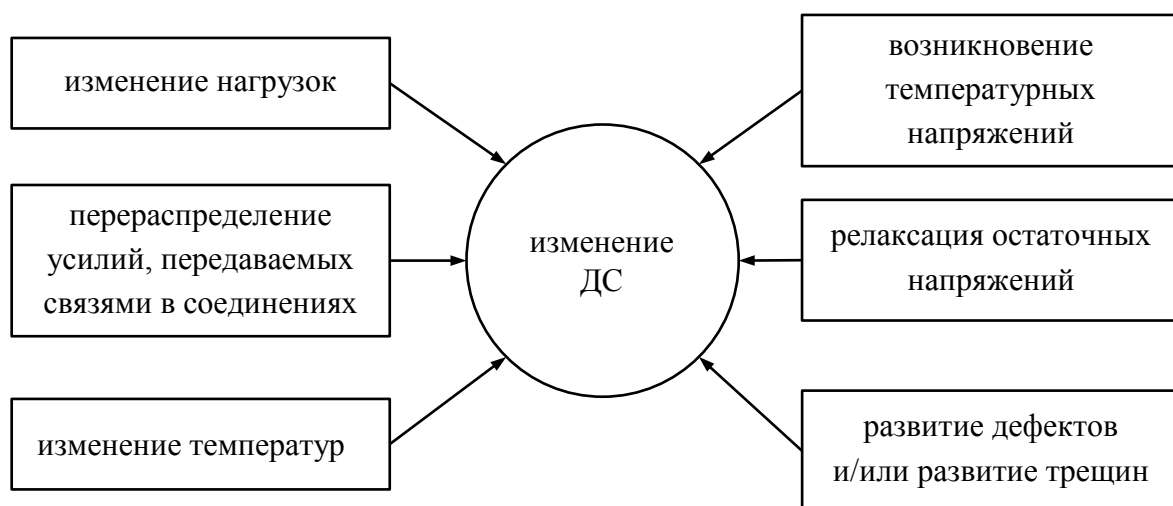


Рисунок 4.1 – Основные факторы, влияющие на изменение НДС элементов конструкции ВС

Рассмотрим основные факторы изменения НДС, характерные для соединений, по отдельности.

Повреждения, возникающие при эксплуатации ВС, как правило, делятся на 3 группы: случайные, вызванные воздействием внешней среды и усталостные. БСМ должна обеспечивать необходимую вероятность обнаружения всех видов повреждений до того, как эти повреждения снижат остаточную прочность конструкции самолёта ниже допустимого уровня.

Развитие усталостных трещин до обнаруживаемого размера приходится на вторую часть суммарной наработки конструктивного элемента. В соединениях правильно спроектированной конструкции завершение этапа формирования макротрещин обычно происходит тогда, когда период эксплуатации составляет 60-70% от общей долговечности [6]. Фиксируемые изменения НДС при этом могут происходить на площади, характерный линейный размер которой превышает длину трещины в 2-3 раза. Кинетика НДС зависит от расположения анализируемой БСМ зоны вблизи усталостного повреждения. Местные деформации, регистрируемые датчиками, интенсивно изменяются непосредственно перед разрушением конструкции.

Другим видом усталостного повреждения в соединениях является нарушение адгезии клея, слой которого соединяет основные несущие листы и дублёры. Изменение НДС элементов соединения при разрушении клея может происходить раньше образования макротрещин и приводит к перераспределению нагрузок между элементами. Невысокая кинетика НДС обусловлена низкой скоростью развития дефекта.

При эксплуатации ВС в различных условиях внешней среды необходимо учитывать влияние изменения температуры при измерении деформаций. Для учета деформации, вызванной воздействием температуры, используется метод температурной компенсации датчиков. Один из вариантов температурной компенсации заключается в изменении измеренной величины деформации с помощью заранее известной зависимости показания датчика от температуры с использованием дополнительного датчика, находящегося в одной и той же температурной среде вместе с основным датчиком [108, 109]. Влияние температуры на показание основного датчика эффективно устраняется с помощью

учета температурных деформаций, полученных дополнительным датчиком. На данный момент наиболее распространённым методом термокомпенсации является использование термокомпенсированных тензодатчиков, позволяющих проводить точные измерения, за счет отсутствия температурного приращения сопротивления датчика [110].

Одним из основных факторов, определяющих НДС элементов конструкции самолёта, является динамичное нагружение, действие которого приводит к появлению интенсивной кинетики местных деформаций. Для мониторинга повреждений по результатам тензометрии необходима разработка эффективного метода определения зависимости изменения НДС от перемены нагружения. Подходы к формированию такого метода для эксплуатации и для натурных испытаний различны и определяются спецификой нагружения и объемом доступной для анализа информации.

В условиях натурных испытаний показания датчиков в конструкции без повреждений могут быть рассчитаны с помощью матрицы связи местных деформаций и фактических значений по каналам нагружения (или матрицы связи местных деформаций и основных силовых факторов [111]):

$$\vec{E} = M \cdot \vec{P}, \quad (4.2)$$

где $\vec{E} = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_n)$ – показания тензодатчиков при испытании неповреждённой конструкции; $\vec{P} = (p_1, p_2, \dots, p_m)$ – фактические значения нагрузок по каналам системы нагружения; M – матрица перехода от нагрузок к местным деформациям, полученная для неповреждённой конструкции экспериментальным или расчетным методом.

С учетом полученной связи между деформациями и приложенными нагрузками, которая задаётся матрицей M , анализ состояния конструкции при натурных испытаниях может проводиться с помощью сравнения фактических показаний датчиков и показаний датчиков, рассчитанных по формуле (3.11), при условии синхронной записи деформаций и нагрузок по каналам системы нагружения.

В эксплуатации анализ нагружения может проводиться с помощью данных, получаемых бортовыми устройствами регистрации. В работе [112] представлен метод определения параметров нагружения в основных сечениях планера самолёта по результатам обработки данных, зарегистрированных магнитным самописцем. Результаты работы [112] могут использоваться для решения одного из основных вопросов, необходимых для использования мониторинга состояния в условиях эксплуатации с учетом переменного характера нагружения, а именно, разработки связи между местными деформациями и данными магнитного самописца.

В дополнение к основным факторам, влияющим на показания БСМ кроме изменения НДС (рисунок 4.1), следует добавить погрешность измерения деформации. Анализ погрешности измерения деформации должен сопровождаться классификацией погрешностей по характеру возникновения (случайный, систематический), определением компонентного состава погрешности и оценкой вклада каждой компоненты. Для широко используемых в эксперименте тензодатчиков (ТР и ВОД) анализ влияния погрешности измерения деформации на значение ε_{th} может проводиться на основе установленной точности работы измерительных устройств [113] и сравнения показаний, полученных различными типами тензодатчиков [114].

В данной работе при выборе порогового значения для мониторинга состояния конструкций с соединениями в условиях эксперимента используются следующие положения:

- погрешность воспроизведения и определения нагрузки при испытаниях составляет не более 2% (при этом значительно сократить влияние точности воспроизведения нагрузки на определение НДС позволяет регистрация фактического нагружения);
- погрешность измерения деформации с помощью ТР составляет 5-7%, распределёнными системами не более 5%;
- из возможных вариантов мест размещения датчиков исключаются зоны между рядами, поскольку для правильной интерпретации кинетики НДС по

показаниям тензометрии и анализа нелинейной связи между нагрузками и деформациями в данных местах необходимы дополнительные исследования;

- используемые для расчета кинетики и определения зон изменения НДС методы имеют погрешность не более 5% при определении относительного изменения деформации.

Определение значения ε_{th} эмпирическим способом выполняется путём обработки результатов измерений деформации в конструкции без повреждений. На рисунке 4.2 показана кинетика деформаций вблизи наиболее нагруженных рядов нескольких соединений при наработке, не превышающей 60% от полного количества циклов до разрушения. Величина относительного изменения деформации, полученного экспериментальным путём, не превышает 4%.

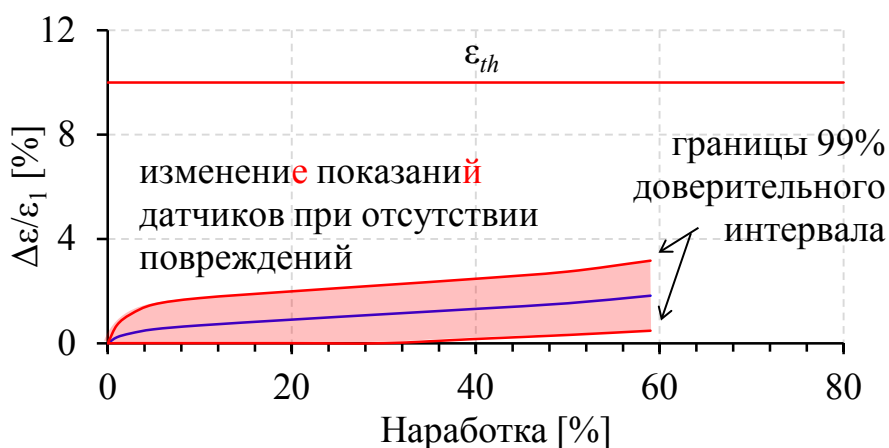


Рисунок 4.2 – Относительное изменение деформаций в конструкции без повреждений

Приведенные результаты показывают, что оценка порогового значения изменения деформации ε_{th} , равная 10%, является достаточно консервативной для обнаружения усталостных трещин в фюзеляжных стыках при испытаниях. Величина порогового значения определялась на базе анализа результатов испытания 10 тензометрированных образцов фюзеляжных стыков.

4.2 Определение безопасных размеров трещин при многоочаговом повреждении в продольных фюзеляжных стыках

Для оценки суммарной площади дефектов при многоочаговом повреждении предлагается использовать линейное соотношение между напряжениями, действующими в критическом сечении, и пределом текучести материала. Соотношение определяется аналогичным способом, как это было предложено для напряжений при разрушении конструкции с многоочаговыми трещинами (1.1):

$$\sigma_s = \alpha_s \sigma_{0.2}, \quad (4.3)$$

где α_s – безразмерный коэффициент, показывающий разницу нетто напряжений и предела текучести материала $\sigma_{0.2}$. Для своевременного обнаружения повреждений коэффициент α_s определяется таким образом, чтобы остаточная прочность конструкции не снижалась менее допустимого уровня (рисунок 4.3). Величина α_s меньше величины α в формуле (1.1), поскольку α соответствует предельному состоянию конструкции.

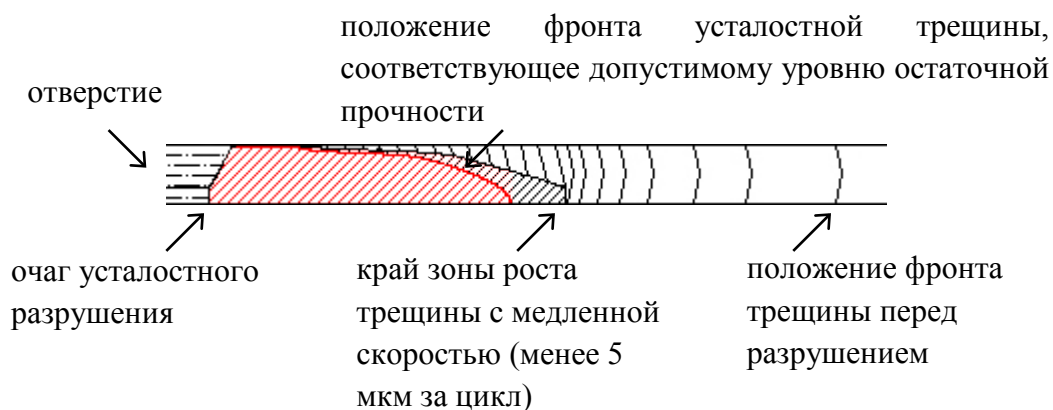


Рисунок 4.3 – Определение границ усталостной трещины, используемой для расчета суммарной повреждённой площади

Значения α_s определяются эмпирическим путём с помощью исследования изломов образцов методами фрактографии. Для оценки суммарной площади трещин при известном значении α_s может использоваться следующее соотношение:

$$S_s = S_0 \left(1 - \sigma_d / \alpha_s \sigma_{0.2}\right) - S_h, \quad (4.4)$$

где S_0 – площадь элемента в регулярной части, S_h – площадь, которая в критическом сечении соответствуют связям (болтам/заклёпкам), σ_d – номинальные напряжения.

При исследовании изломов образцов продольных стыков по предложенному критерию оценивался безопасный размер повреждений. Анализ данных 86 образцов (приложение Г) позволил получить точечную и интервальную оценку α_s .

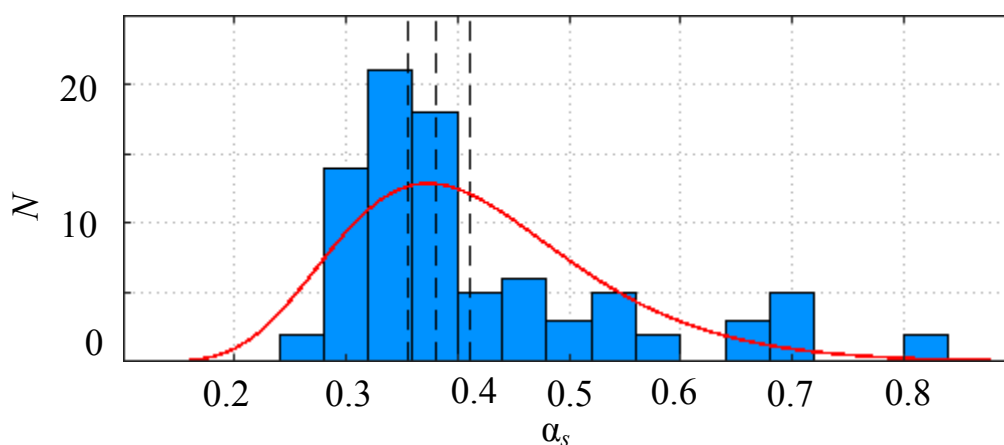


Рисунок 4.4 – Распределение безразмерного коэффициента α_s в зависимости от количества исследованных образцов

На рисунке 4.4 показано распределение образцов продольных стыков в зависимости от зафиксированного значения α_s . Статистические характеристики α_s были определены исходя из предположения, что полученное распределение подчиняется логнормальному закону, то есть $\log(A_s - \alpha_{th}) \sim N(\mu, s^2)$, где A_s – выборочная совокупность значений α_s из эксперимента, α_{th} – пороговое значение, определяемое подбором, μ – математическое ожидание некоторого нормального теоретического распределения, s – среднеквадратичное отклонение некоторого нормального теоретического распределения. В таблице 4.1 представлены среднее значение α_s и границы доверительного интервала, рассчитанные с уровнем доверия 95% и полученные с учетом предположения о виде распределения.

Соответствие эмпирической выборки нормальному распределению проверялось по критерию согласия Крамера-Мизеса-Смирнова (омега квадрат

[115]), рассчитываемому по формуле (4.5) с экспериментальными данными (Приложение Г):

$$\omega^2 = \frac{1}{n^2} + \frac{1}{n^2} \sum_{i=1}^n (F(u_i) - W_i)^2 = 0.122 < 0.126, \quad (4.5)$$

где $n=86$ – объем выборки (количество образцов), $F(u_i)$ – значения предполагаемой теоретической функции распределения, $u_i = (\alpha_{si} - \bar{\alpha}_s) / s_s$ – выборочный квантиль, $\alpha_{s1}, \alpha_{s2} \dots \alpha_{si} \dots \alpha_{sn}$ – упорядоченные по возрастанию элементы выборки, $\bar{\alpha}_s$ – среднее выборочное значение коэффициента α_s , s_s – выборочное среднеквадратическое отклонение, $W_i = (i - 0.5) / n$ – эмпирическая функция распределения. Согласно рассчитанному по формуле (4.5) значению ω^2 , гипотеза о принадлежности найденного распределения классу нормальных распределений может приниматься с уровнем значимости 0.05 [116].

Таблица 4.1 – Основные значения интервальной оценки величины α_n , полученные в результате обработки результатов испытаний продольных стыков (Приложение Г)

Среднее значение α_n	Нижняя граница 95%-го доверительного интервала	Верхняя граница 95%-го доверительного интервала
0.38	0.361	0.403

По результатам проведённых исследований была предложена оценка безопасной площади трещин с помощью предложенного критерия:

$$\gamma = 1 - \beta - \sigma_n / \alpha \sigma_{0.2} \quad (4.6)$$

где $\gamma = S_s / S_0$ – отношение площади трещин к площади листа в регулярной части; $\beta = S_h / S_0 = 0.2$ – отношение площади отверстий к площади листа, σ_n – номинальные напряжения. Для эксплуатационного уровня напряжений, действующих в обшивке гермофюзеляжа ($\sigma_n = 8-10$ кг/мм²), безопасная повреждённая площадь составляет около 20% от рассматриваемого критического сечения.

4.3 Исследование влияния параметров моделирования и принимаемых допущений

4.3.1 Влияние дискретизации аргументов целевой функции

В основе метода мониторинга многоочаговых трещин, рассмотренного в разделе 3, используются результаты расчета, полученные с помощью МКЭ. В рамках данной работы проводилось исследование влияния дискретизации аргументов функции (3.1), зависящих от размера конечных элементов на результат определения области установки датчиков предложенным методом.

Исследование выполнялось с помощью моделирования деформаций пластины с нагруженными отверстиями и трещинами, длина которых изменялась дискретно в зависимости от величины конечных элементов в критическом сечении (рисунок 4.5).

Для исследования было разработано специальное программное обеспечение, позволяющее создавать конечно-элементные модели в потоковом режиме (без пользовательского интерфейса программы расчета на прочность МКЭ) с учетом размеров конечных элементов, используемых в критическом сечении. На рисунке 4.5(а) показана схема применения модулей ПО и пакетных приложений предназначенных для расчета на прочность МКЭ при исследовании степени дискретизации аргумента.

На рисунке 4.6 показан результат исследования точности определения одной из границ, полученный при разной дискретизации аргументов, которыми являлись длины многоочаговых трещин. Вид полученной зависимости свидетельствует о том, что при уменьшении размера элемента расчетное значение границы области установки датчиков приближается к постоянному значению по касательной и фиксируется в малой окрестности оптимального решения.

Для устойчивого решения задачи, которое будет независимым от размера конечного элемента в критическом сечении и дискретизации трещин, предлагается выбирать шаг разбиения длины трещины – Δl исходя из соотношения:

$$\Delta l = l_{\Sigma} / n \sim \min(s / 20; l_{\Sigma} / 20) \quad (4.7)$$

где n – количество повреждённых участков в сумме составляющих общее усталостное повреждение в критическом сечении; s – расстояние между отверстиями; S_{Σ} (или l_{Σ}) – суммарная площадь (или длина) трещин, $S_{\Sigma} = l_{\Sigma}h$, где h – толщина листа.

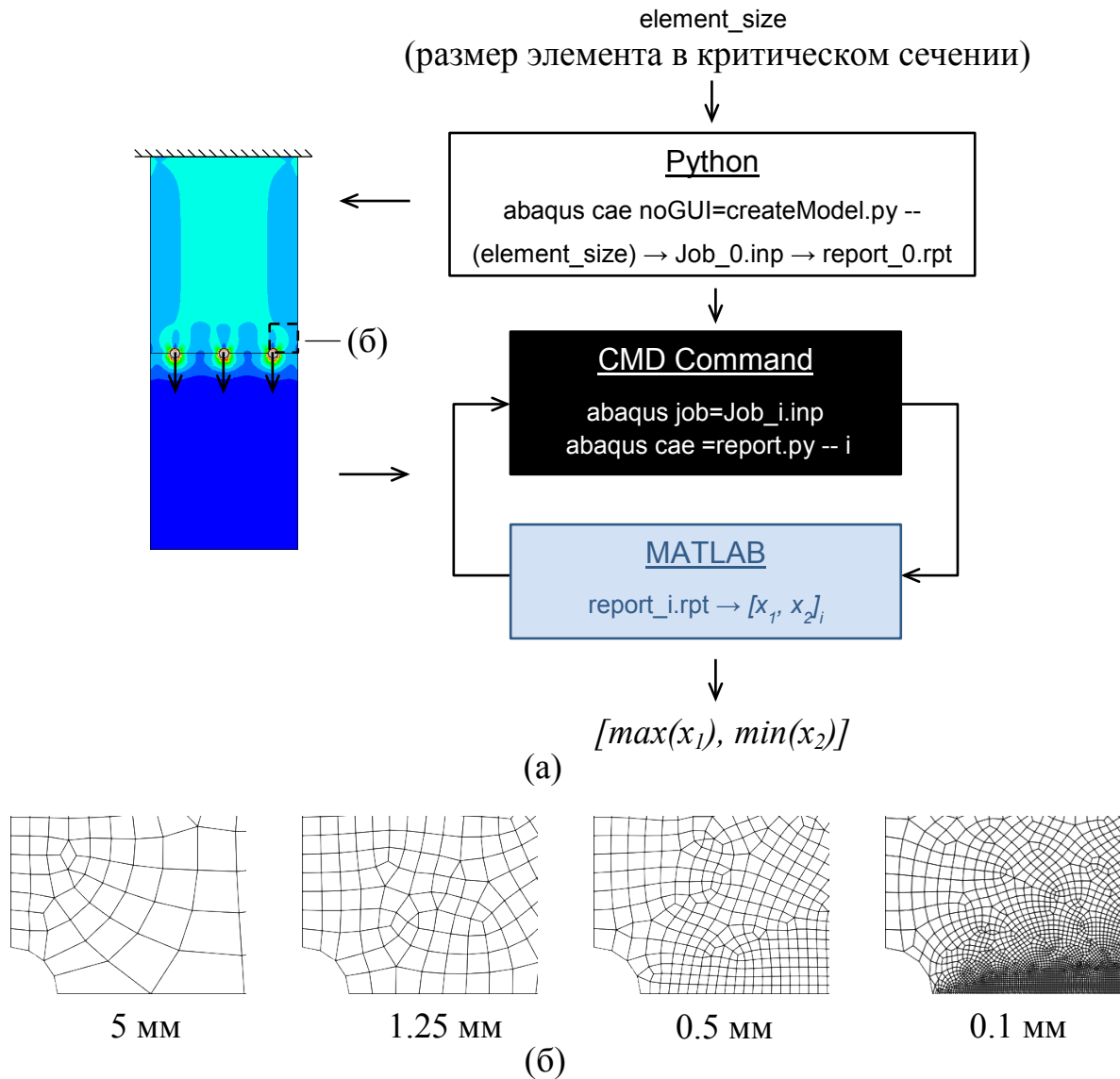


Рисунок 4.5 – Схема получения оптимальных границ области установки датчиков для исследования влияния величины элементов в критическом сечении ((а) – схема расчета с автоматизацией получения и анализа решения; (б) – сетки моделей конечного элемента в критическом сечении)

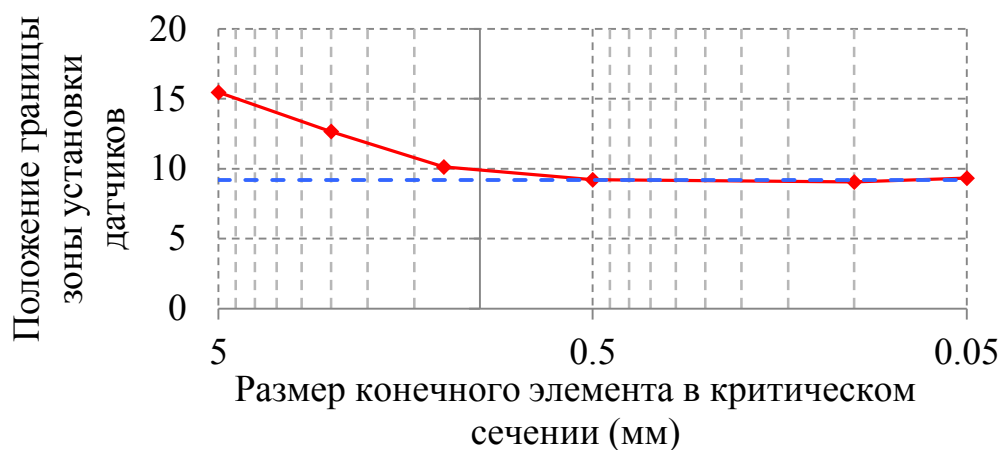


Рисунок 4.6 – Влияние размера конечного элемента на положение границы зоны установки датчиков

4.3.2 Влияние размера конечного элемента в регулярной зоне соединения

Исследование влияния размера конечного элемента на положение границ зоны установки датчиков в регулярной части соединения проводилось с помощью сравнения параметров НДС, полученных путём моделирования МКЭ с различными вариантами сетки.

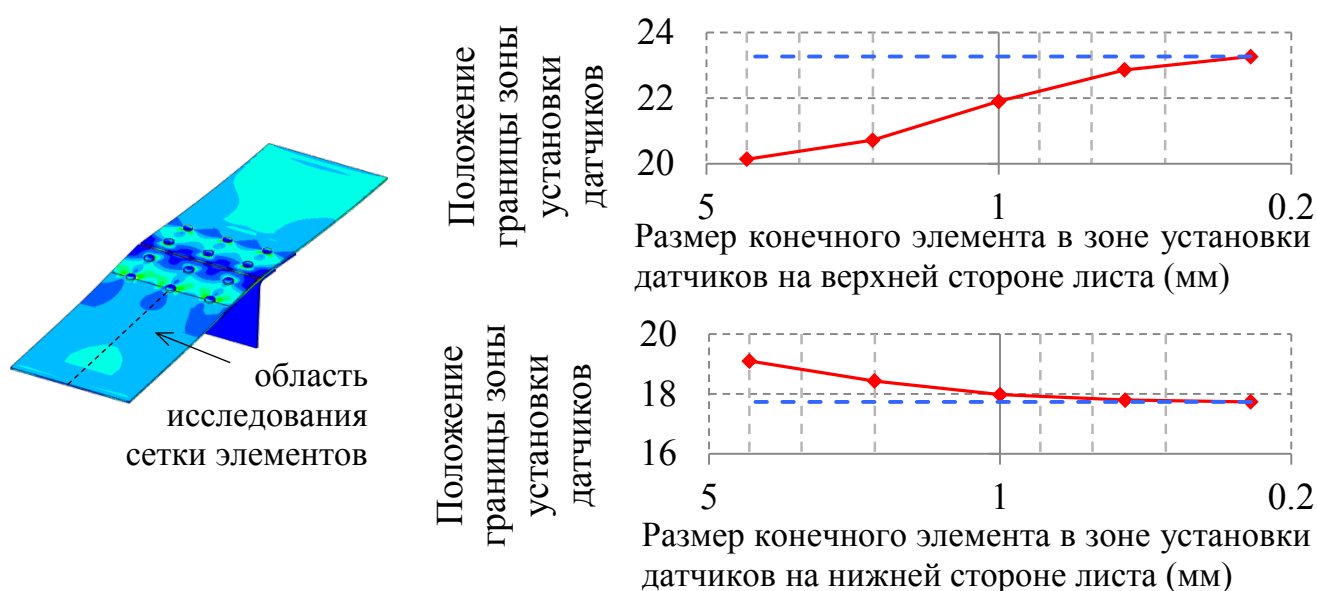


Рисунок 4.7 – Влияние размера конечного элемента на точность определения границ области установки датчиков в регулярной зоне соединения

На рисунке 4.7 показаны результаты определения зоны установки датчиков в регулярной части соединения, соответствующей одному из вариантов

повреждения, рассчитанные с использованием элементов разных размеров. Результаты исследования показывают, что достаточная для моделирования точность, соответствующая погрешности моделирования деформаций не более 5%, может быть получена при использовании квадродоминантной сетки с размерами элементов не превышающими 1 мм для типовых конструкций фюзеляжных стыков с толщинами листов 1-2 мм и расстоянием между крепёжными элементами 20-25мм.

4.3.3 Влияние формы трещин

Одним из этапов методики обнаружения трещин (раздел 3) является поточное моделирование типовых фюзеляжных соединений с трещинами. При моделировании использовались трещины только прямоугольной формы (рисунок 4.8). В действительности многоочаговые трещины в соединениях имеют криволинейную форму фронта. Трещины, развивающиеся от обращенной внутрь соединения поверхности обшивочного листа, на начальной стадии роста имеют полуэллиптическую или четверть эллиптическую форму (если очаг трещины находится рядом с отверстием). В отдельных случаях в результате длительного роста могут образовываться сквозные трещины. При этом длина такой трещины, измеренная по видимой стороне соединения, меньше длины трещины измеренной по другой прикрытой стороне листа.



Рисунок 4.8 – Вид трещин одинаковой площади с разной формой фронта: слева – криволинейной, близкой к возникающей в соединениях; справа – прямолинейной, используемой при моделировании повреждений МКЭ

В данном разделе проведён сравнительный анализ НДС соединений с трещинами, имеющими прямую и криволинейную форму фронта. Параметры криволинейной формы фронта определялись с помощью статистического анализа данных, которые были получены на основе результатов фрактографии, представленных в виде схематизированных изображений с указанием очага усталостного повреждения, зоны медленного роста трещины и различимых на

изломе фронтов трещин, соответствующих скорости роста $V_{\text{crack}} < 5$ мкм / цикл (рисунок 4.8).

Анализ данных проводился по следующей процедуре:

- 1 Выделение основных частей схематичных изображений в виде отдельных областей или фигур соответствующим цветом (рисунок 4.9);
- 2 Разделение изображений на части таким образом, чтобы на каждой части находилась только одна трещина. Одной трещине может соответствовать несколько очагов усталостного повреждения;
- 3 Определение расчетного фронта трещины. Нарботка между расчетным фронтом и фронтом максимальной трещины из зоны медленного роста не превышает более 100 циклов нагружения;
- 4 Определение параметров трещины: типа трещины, размеров трещины и площади трещины. Тип трещины определяется исходя из её формы и расположения очага повреждения.

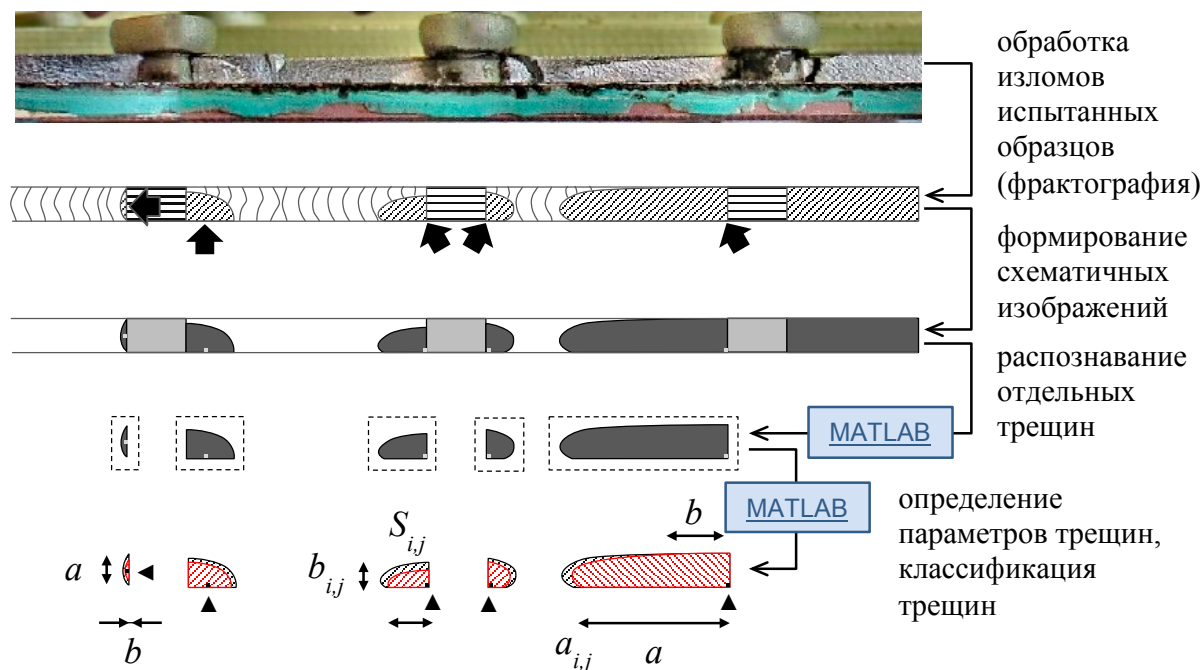


Рисунок 4.9 – Определение параметров трещин по изломам испытанных образцов

Для определения параметров трещин использовались данные, полученные при исследовании 86 образцов, при этом было проанализировано 1574 отдельных усталостных трещин. В таблице 4.2 показаны основные типы трещин, обнаруженные на изломах и описанные в рамках данного исследования.

На рисунке 4.10 приведены характерные распределения, показывающие отношение площади трещин, упорядоченных по площади в порядке убывания, на каждом исследованном изломе к суммарной площади усталостного повреждения.

Таблица 4.2 – Типы трещин, используемые для описания усталостного повреждения стыков

№	Тип трещины	Вид трещины	Параметры трещины	% трещин типа на изломах	% суммарн. площади трещин типа на изломах
1	Несквозная трещина с очагом на контактной поверхности листа		– площадь трещины; – полудлина трещины (определяется от очага до края трещины); – длина трещины рассчитанная по толщине листа	38%	6%
2	Сквозная трещина		– площадь трещины – длина трещины по верхней поверхности листа; – длина трещины по нижней поверхности листа	48%	91%
3	Несквозная трещина с очагом на краю отверстия		– площадь трещины – длина по ширине листа; – длина трещины по толщине листа.	14%	3%

В основе формирования характерной картины усталостного повреждения в образцах фюзеляжных соединений использовались следующие предположения:

- трещины в соединениях относятся либо к первому, либо ко второму типу, ввиду малого количества трещин третьего типа в испытанных образцах. Трещины расположены рядом с отверстиями, полость трещины соединяется с отверстием под крепеж;
- образование трещин имеет случайных характер. Размер трещины не зависит от расположения отверстия, вблизи которого она расположена, и близости отверстия к середине или краям образца;
- размер трещины для сравнительного анализа МКЭ выбирается исходя из наиболее вероятных значений параметров трещин, полученных в результате статистической обработки экспериментальных данных;

- суммарное усталостное повреждение (сумма площадей усталостных трещин) составляет не более 20% от площади критического сечения.

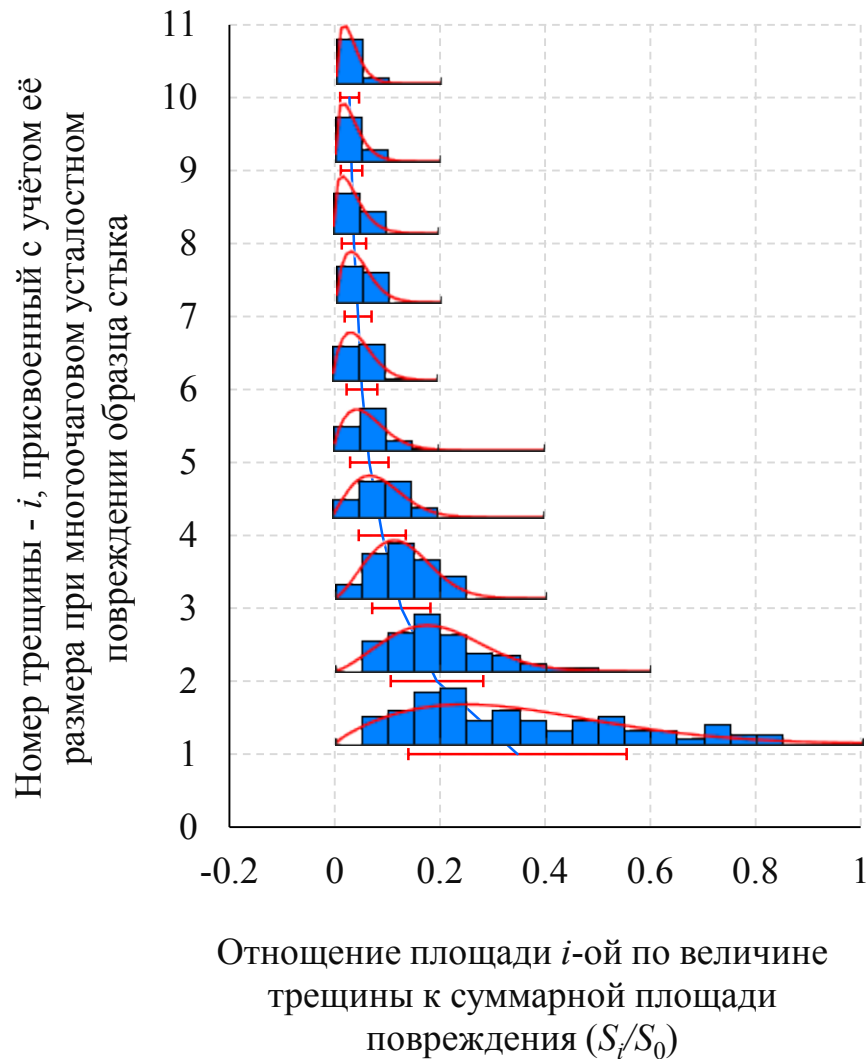


Рисунок 4.10 – Значения площадей усталостных трещин в порядке их следования (от большего к меньшему) в испытанных образцах (S_i – площадь i -ой по величине трещины; S_0 – суммарный размер усталостного повреждения)

На рисунке 4.11 показаны расчетные деформации в зоне установки датчиков, полученные с помощью МКЭ, и представления трещин в моделях плоскими прямоугольными формами или с помощью криволинейных форм, близких к трещинам, обнаруженным в испытанных образцах. Полученные результаты свидетельствуют о том, что влияние формы трещин проявляется в небольшой зоне вблизи критического сечения. Данная зона практически не пересекается с возможной зоной установки датчиков, таким образом, принятое допущение, согласно которому возникающие трещины представляются

трещинами только прямоугольной формы, не влияет на решение задачи (3.2), а следовательно, и на результаты работы.

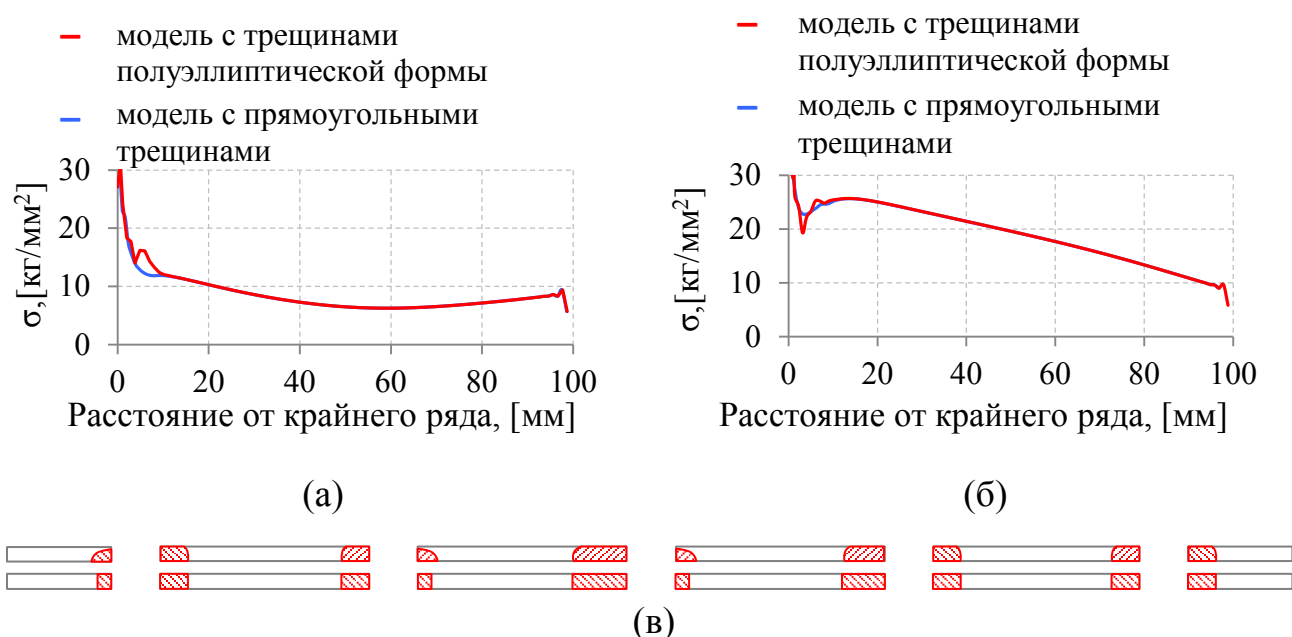


Рисунок 4.11 – Сравнение параметров НДС по конечно элементным моделям с одинаковым расположением и разной формой трещин ((а) – сравнение напряжений на верхней поверхности поврежденного листа; (б) – сравнение напряжений на нижней поверхности поврежденного листа; (в) – вид трещин в критическом сечении)

4.4 Рекомендации по применению методов упрощенного моделирования соединений МКЭ

Для уменьшения времени расчета при получении большого объема данных могут использоваться приёмы упрощенного моделирования, не оказывающие значительного влияния на результат решения задачи об оптимальном расположении датчиков.

Существует несколько вариантов упрощения КЭ моделей соединений с точечными связями, а именно:

- подбор оптимального типа и размера конечного элемента для разных зон;
- подбор упрощённых способов моделирования связей [117, 118, 119, 120].

Использование первого варианта фактически ограничено минимальными требованиями для расчета контактной задачи для соединяемых листов конечной

толщины с учетом особенностей приложения нагрузки, а также геометрическими параметрами концентраторов. Таким образом, наиболее оптимальным решением является использование упрощённых моделей болтов/заклёпок в тех рядах, в которых не проходит рост трещин.

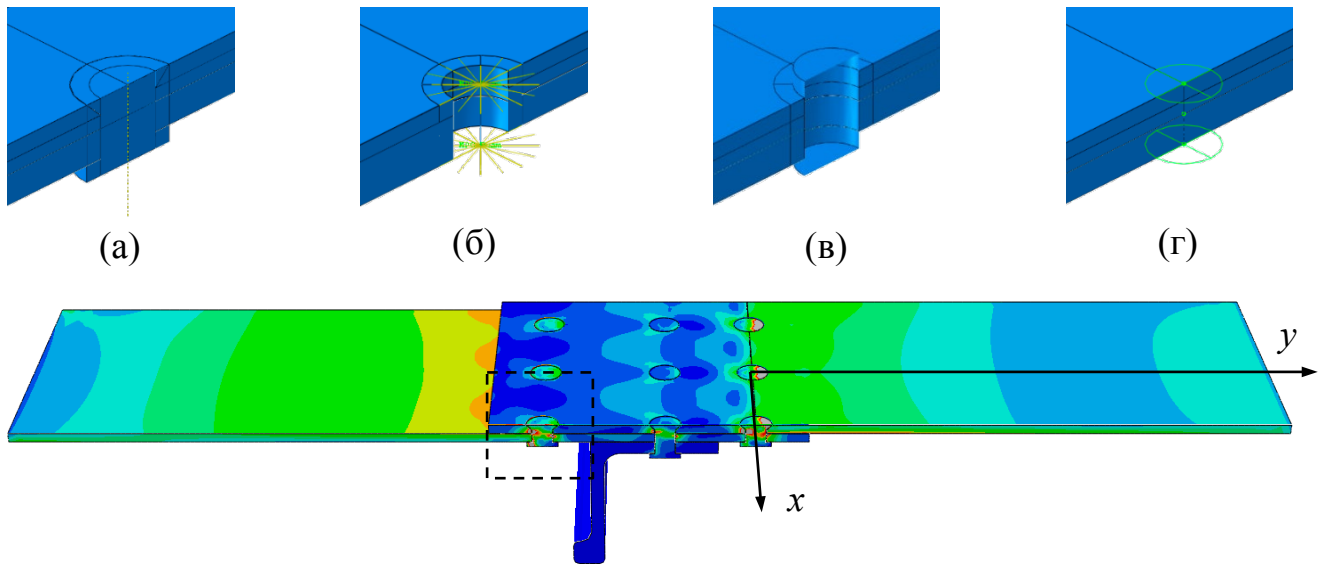
На данный момент для моделирования болтов/заклёпок используется несколько способов:

- (а) полное моделирование болта набором деформируемых конечных элементов с учетом контакта болта и листов соединения (в модели связи, как правило, используется квадродоминантная сетка (C3D8), при необходимости моделируется: затяжка болта, посадка болта с зазором или натягом, рисунок 4.12 (а));
- (б) моделирование болта упругим телом без контакта болта с краями отверстия внутри листа и жесткой или свободной связью между головкой/гайкой крепежа и листами соединения (эквивалентно посадке болта с большим зазором и "приклеенной" головкой/гайкой или свободным контактом головки/гайки болта и листа соединения; тело болта моделируется с помощью двухузловых балочных элементов (B31), головка/гайка болта моделируется с помощью многоточечных закреплений или сплошных оболочечных элементов (S3 или S4), рисунок 4.12 (б));
- (в) моделирование болта с помощью жесткого недеформируемого элемента без головки рисунок 4.12 (в);
- (г) моделирование болта с помощью жесткой связи в местах расположения крепёжных элементов без отверстия (эквивалентно точечной сварке, рисунок 4.12 (г); данный тип связи моделируется с помощью независимого от сетки (mesh-independent) точечного крепления).

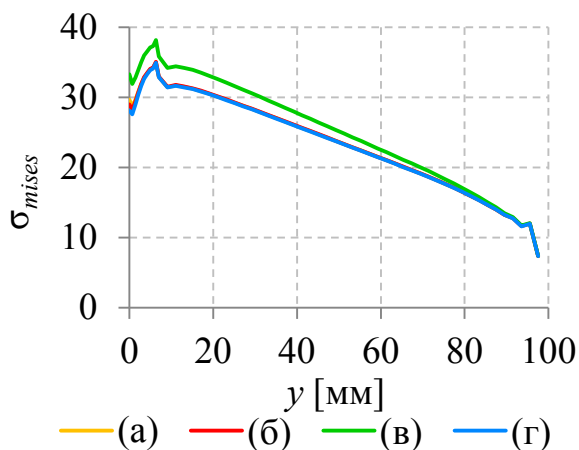
На рисунке 4.13 показано сравнение основных параметров КЭ моделей соединения с учетом различных вариантов реализации связей. Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- применение упрощенных способов моделирования связей не позволяет значительно сократить время расчета КЭ модели (минимальное среди

упрощённых моделей время, затраченное на расчет, составляет примерно две трети от времени расчета полной модели);



внутренняя поверхность (поверхность со стороны стрингера)



внешняя поверхность

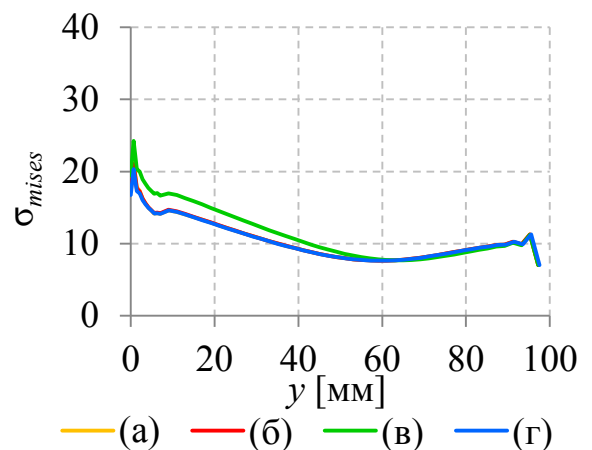


Рисунок 4.12 – Сравнение расчетных напряжений, полученных с помощью разных способов моделирования связей

- применение упрощенных способов моделирования для вариантов расчета (б) и (г) позволяет достаточно точно получить основные параметры НДС в местах тензометрии;
- время расчета контактной задачи при одинаковых размерах моделируемого участка в меньшей степени зависит от количества используемых элементов и узлов и в большей степени обусловлено способом моделирования заклёпки/болта.

Для анализа деформаций по КЭ моделям соединения листов обшивки с учетом повреждений рекомендуется:

- 1 При моделировании точечных связей, расположенных в том ряду соединения, в котором находятся повреждения, использовать полную геометрическую деформируемую модель соединительного элемента, соответствующую варианту (а);
- 2 Для остальных точечных связей использовать полную деформируемую модель – вариант (а) или упрощённую схему моделирования болта с помощью одномерного балочного элемента, представленную вариантом (б).

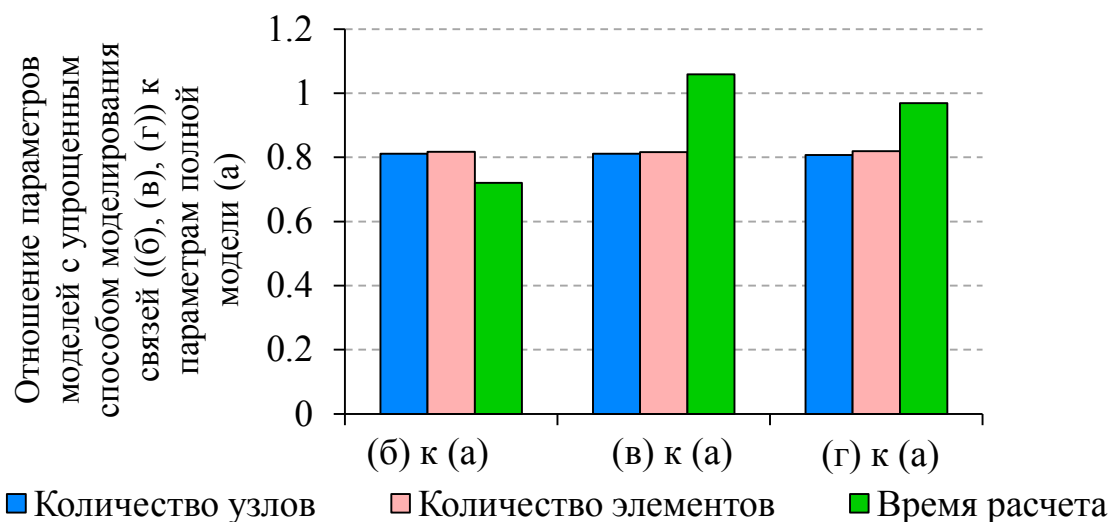


Рисунок 4.13 – Сравнение параметров моделей при различных способах моделирования связей

4.5 Выводы главы 4

- 1) На основе анализа наиболее значимых факторов, вызывающих изменение деформированного состояния нагруженной конструкции, предложены рекомендации для выбора порогового значения при обнаружении повреждений в условиях эксперимента;
- 2) Разработан метод оценки безопасного размера многоочагового повреждения с учетом своевременного обнаружения трещин данного типа в испытаниях элементов авиационной конструкции с соединениями.

- 3) Приведены рекомендации по выбору наиболее оптимальных величин конечного элемента как в критическом сечении, в котором предполагается рост трещин, так и в зоне установки датчиков;
- 4) На основе анализа характерных форм и расположения трещин, возникающих в соединениях, показано, что использование для моделирования НДС трещин, упрощенной прямоугольной формы не оказывает значительного влияния на определение параметров НДС стыков с многоочаговыми повреждениями, а следовательно, не влияет на результат определения мест установки датчиков по предложенной методике;
- 5) Приведены рекомендации по применению упрощённых методов моделирования связей в конструкциях с соединениями для получения достаточного объема исходных данных, необходимых для реализации предложенной методики мониторинга повреждений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ РАБОТЫ

Разработан метод обнаружения усталостных многоочаговых повреждений в конструкции фюзеляжных стыков на основе мониторинга местного НДС посредством анализа данных тензометрии. Для использования данного метода в натурных испытаниях были получены следующие результаты:

- 1 На основе экспериментального исследования кинетики НДС в образцах фюзеляжных стыков предложен критерий обнаружения усталостных повреждений по показаниям тензодатчиков. Подтверждена возможность применения численного значения критерия, равного 10% от изменения относительной величины местной деформации;
- 2 Для применения мониторинга состояния в натурных испытаниях предложен метод оценки целостности конструкции фюзеляжных стыков. Определенное согласно предложенному методу значение суммарной площади многоочаговых усталостных трещин при обнаружении повреждений путем непрерывной тензометрии в критическом сечении продольного фюзеляжного стыка при испытаниях составляет 20% от площади сечения брутто повреждённого листа;
- 3 Разработана методика определения мест оптимальной установки датчиков, учитывающая особенности обнаружения повреждений с помощью тензометрии в ходе испытаний на усталость. Для нескольких вариантов соединений показано, что контроль может проводиться с помощью установки одного датчика вблизи не менее 4 отверстий наиболее нагруженного ряда соединения.
- 4 Даны рекомендации для определения значений параметров, используемых при обнаружении дефектов по результатам тензометрии. Показано, что допущения, принимаемые при моделировании местного НДС с помощью МКЭ не оказывают существенного влияния на полученные расчетным способом результаты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРНЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 АР МАК Рекомендательный циркуляр «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции» / АР МАК. — Москва: РЦ-АП25.571-1А, 2015. — 107 с.
- 2 Далецкий, С. В. Эффективность технической эксплуатации самолётов гражданской авиации / С. В. Далецкий, О. Я. Деркач, А. Н. Петров. — Москва: Воздушный транспорт, 2002. — 205 с.
- 3 Смирнов, Н. Н. Основы поддержания летной годности воздушных судов / Н. Н. Смирнов, Ю. М. Чинючин. — Москва: МГТУ ГА, 2012. — 100 с.
- 4 Гипич, Г. Н. Обеспечение и поддержание летной годности воздушных судов гражданской авиации: Теория и практика / Г. Н. Гипич. — Жуковский: Диссертация д-ра техн. наук, ЛИИ им. М.М. Громова, 2005. — 334 с.
- 5 Громов, М. С. Поддержание летной годности – основа безопасности воздушных судов / М. С. Громов, Г. Я. Полторанин, В. С. Шапкин. — Москва: ГосНИИ ГА, 2002. — 333 с.
- 6 Нестеренко, Б. Г. Ресурс конструкций стареющих транспортных самолетов / Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2014.
- 7 АР МАК. АП-25, Нормы летной годности самолётов транспортной категории / АР МАК. — Москва: "АВИАИЗДАТ", 2009. — 266 с.
- 8 Арепьев, А. Н. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций / А. Н. Арепьев, М. С. Громов, В. С. Шапкин. — Москва: Воздушный транспорт, 2002. — 423 с.
- 9 Boller, C. Fatigue in aerostructures - Where structural health monitoring can contribute to a complex subject / C. Boller, M. Buderath // Philosophical Transactions of the Royal Society A. — 2006. — pp. 1-28.
- 10 Bartelds, G. Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a European viewpoint. NLR TP 97489 / G. Bartelds. — Amsterdam:

National Aerospace Laboratory NLR, 1997. — 13 p.

- 11 Gardiner, G. Structural health monitoring / G. Gardiner // NDT-integrated aerostructures enter service, Composites world. — 2015. — Vol.1. — Is. 8. — pp. 46-49.
- 12 Speckmann, H. Structural Health Monitoring: A contribution to the intelligent aircraft structure / // Proceedings of 9th European NDT Conference, 2006, Berlin.
- 13 Staszewski, W. J. Health Monitoring of Aerospace Structures Smart Sensor Technologies and Signal Processing / W. J. Staszewski, C. Boller, G. R. Tomlinson. John Wiley & Sons, Ltd, 2004. — 288 p.
- 14 Schmidt, H. -J. Encyclopedia of Structural Health Monitoring. Design Benefits in Aeronautics Resulting from SHM / H. -J. Schmidt, B. Schmidt-Brandecker. John Wiley & Sons, Ltd. ISBN: 978-0-470-05822-0, 2009. — pp. 1807-1813.
- 15 Gordon, G. A. Encyclopedia of Structural Health Monitoring. Commercial Fixed-wing Aircraft, Encyclopedia of Structural Health Monitoring. Ch. 95. / G. A. Gordon, C. Boller. — Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Ltd., 2009. — pp. 1917-1932.
- 16 Щербань, К. С. Ресурсные испытания натурных конструкций самолетов / К. С. Щербань. — Москва: Издательство физико-математической литературы, 2009. — 236 с.
- 17 Дубинский, В. С. Способ испытаний планеров летательных аппаратов на усталость / В. С. Дубинский и др. Авторское свидетельство № 1099709, 1984.
- 18 Al-Sarawi, S. F. Smart Structures, Devices, and Systems / S. F. Al-Sarawi // Proceedings of SPIE- The International Society for Optical Engineering, 2005, Bellingham. — pp. 24-34.
- 19 Foote, P. D. Aerospace industry steering committee on structural health monitoring (AISC-SHM): Efforts to standardize and streamline SHM utilization sensors / P. D. Foote // Proceedings of AISC-SHM, 2013 — pp. 511-519.

- 20 Pisupati, P. Structural Health Monitoring (SHM) Enabling Technology for paradigm shift in next generation Aircraft Design and Maintenance / P. Pisupati, S. K. Dewangan, G. V. V. Ravi Kumar. Infosys, 2011. — 8 p.
- 21 Doebling, S. W. Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in their Vibration Characteristics / S. W. Doebling, Ch. Farrar, Prime M. B., D. W. Shevitz. — Los Alamos: Report LA-13070-MS, 1996.
- 22 Sohn, H. A Review of Structural Health Monitoring Literature: 1996-2001 / H. Sohn, Ch. Farrar, Hemez F. M., Czarnecki J. J. Los Alamos National Laboratory Report, LA-13976-MS, 2002. — 7 p.
- 23 Moreno-Gomez, A. Sensors Used in Structural Health Monitoring / A. Moreno-Gomez et al. // Archives of Computational Methods in Engineering. — 2018. — Vol. 25. — No 4. — pp. 901-918.
- 24 Yu, F. Identification of Damage Types in Carbon Fiber Reinforced Plastic Laminates by a Novel Optical Fiber Acoustic Emission Sensor / F. Yu, Q. Wu, Y. Okabe, S. Kobayashi // Proceedings of the European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM-2014), 2014, Nantes. — pp. 1186-1193.
- 25 Roach, D. Addressing technical and regulatory requirements to deploy structural health monitoring systems on commercial aircraft / // Proceedings of 31th Congress of the International Council of the aeronautical sciences (ICAS-2018), 2018, Belo Horizonte.
- 26 Goranson, U. G. Jet transport structures performance monitoring, Structural Health Monitoring - Current Status and Perspectives / U. G. Goranson // Proceedings of the First International Workshop on Structural Health Monitoring, 1997, Stanford. — pp. 3-17.
- 27 Svirskiy, Yu.A. Methods of Modern Aircraft Structural Health Monitoring and Diagnostics of Technical State. Diagnostic Techniques in Industrial Engineering / Yu.A. Svirskiy, A. A. Bautin, L. Papic. Springer, 2017. — pp. 1-29.

- 28 Gardner, G. Structural health monitoring: NDT-integrated aerostructures enter service / G. Gardner. Acellent Technologies Inc., 2015.
- 29 Coelho, C. K. Impact Localization and Force Estimation on a Composite Wing using Fiber Bragg Gratings Sensors / C. K. Coelho, C. Hiche, A. Chattopadhyay // 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2010, Orlando, Florida.
- 30 Park, J. Monitoring Impact Events Using a System-Identification Method / J. Park, S. Ha, Chang F.-K. // AIAA Journal. — 2009. — Vol. 47. — No 9. — pp. 2011-2021.
- 31 Carbaugh, D. Tail Strikes and Strong Gusty Winds - Preventive Measures / D. Carbaugh. The Boeing Company, 2006.
- 32 Heuinckx, B. Availability Improvements in New Transport Aircraft – The Case of the A400M / B. Heuinckx. RTO-MP-AVT-144, 2010. — pp. 10-24.
- 33 Amabile, P. Proposal for the new fatigue management system for the AMX / P. Amabile, T. Giacobbe. Lecture Notes (AGARD-CP-506) AGARD, 1991.
- 34 НПП "Мера". Бортовые измерительные системы / НПП "Мера". — Москва: Научно-производственное предприятие «МЕРА», 2016. — 32 с.
- 35 Lin, M. SMART Layer and SMART Suitcase for structural health monitoring applications / M. Lin, X. Qing, A. Kumar, S. J. Beard // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2001
- 36 Beard, S. J. Practical Issues in Real-World Implementation of Structural Health Monitoring Systems / S. J. Beard et al. // Proceedings of SPIE on Smart Structures and Material Systems, 2005
- 37 Güemes, A. Damage Index for a RPA structure by a fiber-optic based SHM system / A. Güemes et al. // Proceedings 9th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2018, Manchester. — 11 p.
- 38 Mujica, L. E. Q-statistic and T2-statistic PCA-based measures for damage assessment in structures / L. E. Mujica, J. Rodellar, A. Fernandez, A. Guemes //

Structural Health Monitoring-An International Journal. — 2011. — pp. 539-553.

- 39 Bo, J. Statistic model for calculating the Hole-Edge crack length using Fiber Bragg grating sensors / J. Bo et al. // Proceedings of 9th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2018, Manchester.
- 40 Takeda, N. Recent Development Of Structural Health Monitoring Technologies For Aircraft Composite Structures in Japan / N. Takeda, S. Minakuchi // Proceedings of 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2008), 2008, Anchorage.
- 41 Katsikeros, Ch. E. Development and validation of a strain-based Structural Health Monitoring system / Ch. E. Katsikeros, G. N. Labeas // Mechanical Systems and Signal Processing. — 2009. — Vol. 23. — Is. 2. — pp. 372-383.
- 42 Guemes, A. Damage Detection in Bolted Joints by Fibre Optics Distributed Sensing / A. Guemes, A. Fernandez-Lopez // Proceedings of 2nd Int. Symposium on NDT in Aerospace, 2010, Hamburg. — pp. 1-6.
- 43 Jebacek, I. Measurement of the strain and bending moment on the wing of an aircraft and using of these findings for fatigue test / I. Jebacek // Proceedings of 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2010), 2010, Shanghai. — pp. 1-7.
- 44 Di Palma, L. USV1 In-flight loads evaluation by means of strain gauge instrumentation PART I / L. Di Palma, M. Belardo, N. Paletta, M. Pecora // Proceedings of CEAS European Air and Space Conference, 2017, Bucharest, Romania. — pp. 1-7.
- 45 Rao, M. B. Structural Health Monitoring (SHM) Using Strain Gauges, PVDF Film and Fiber Bragg Grating (FBG) Sensors: A Comparative Study / M. B. Rao, M. R. Bhat, C. R. L. Murthy, K. V. Madhav, S. Asokan. Indian Society for Non-Destructive Testing Hyderabad Chapter, 2006.
- 46 Tian, Sh. Damage Detection Based on Static Strain Responses Using FBG in a Wind Turbine Blade / Sh. Tian, Yang Zh., X. Chen, Y. Xie // Sensors. — 2015. —

- 47 Park, H. -J. Multiple Damage Detection Techniques by Dynamic Strain Measurements Using FBG Sensors. Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems / H. -J. Park, K. -Y. Kooa, C. -B. Yun // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. Vol. 6529, 2007, San Diego.
- 48 Laflamme, S. Damage Detection and Localization from Dense Network of Strain Sensors / S. Laflamme, L. Cao, E. Chatzi, F. Ubertin // Hindawi Publishing Corporation Shock and Vibration. — 2015. — Vol. 2016. — 13 p.
- 49 Jang, S. A. World Forum on Smart Materials and Smart Structures Technology. Ch. Structural Damage Detection Using Static Strain Data / S. A. Jang, S.-H. Sim, Jr. B. F. Spencer. — Illinois: Department of Civil and Environmental Engineering, 2008.
- 50 Bautin, A. A. Development of structural health monitoring methods through the analysis of kinetics of local stress-strain state / A. A. Bautin, Yu. A. Svirskiy // Proceedings of 31th Congress of the International Council of the aeronautical sciences (ICAS-2018), 2018, Belo Horizonte. — 8 p.
- 51 Fernandez-Lopez, A. Damage detection in a stiffened curved plate by measuring differential strains / A. Fernandez-Lopez, J.M. Menendez, A. Güemes // Proceedings of ICCM 16th International Conference on Composite Materials, 2016, Kyoto. — pp. 1-8.
- 52 Kamath, G. M. Damage Studies in Composite Structures for Structural Health Monitoring using Strain Sensors / G. M. Kamath, R. Sundaram, N. Gupta, M. Subba Rao // Structural Health Monitoring. — 2010/11. — Vol. 9. — Is. 6. — pp. 497-512.
- 53 Sundaram, R. Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Offline & Online Approach / R. Sundaram, N. Gupta, A. Mj, A. Datta // Proceedings of 8th International Symposium on NDT in Aerospace, 2016, Bangalore. — 11 p.

- 54 Kresse, I. Optimal Location of a Fiber-Optic-based sensing net for SHM applications using a digital twin / I. Kresse et al. // Proceedings of 9th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2018, Manchester. — 5 p.
- 55 Kahandawa, G. C. Monitoring Damage in Advanced Composite Structures Using Embedded Fibre Optic Sensors / G. C. Kahandawa. — Toowoomba: University of Southern Queensland, 2012. — 257 p.
- 56 Урнев, А. С. Экспериментально-численное определение размеров дефектов типа расслоения в слоистых композитных материалах. / А. С. Урнев, А. С. Чернятин, Ю. Г. Матвиенко, И. А. Разумовский // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2018. — Т. 84. — № 10. — с. 59-66.
- 57 Урнев, А.С. Исследование кинетики разрушения композитной панели с применением сетки встроенных волоконно-оптических датчиков / А.С. Урнев, А.С. Чернятин, Ю.Г. Матвиенко, И.А. Разумовский, М.Ю. Гавриков // Заводская лаборатория. — 2019. — Т. 60. — №3. — с. 18-27.
- 58 Staszewski, W. J. An Overview of Optimal Sensor Location Methods for Damage Detection / W. J. Staszewski, K. Worden // Proceedings of SPIE, Vol. 4326, 2001 — pp. 179-187.
- 59 Wada, D. Flight demonstration of aircraft fuselage and bulkhead monitoring using optical fiber distributed sensing system / D. Wada, H. Igawa, M. Tamayama // Smart Materials and Structures. — 2018. — Vol. 27. — Is. 2. — pp. 1-13.
- 60 Кулеш, В. П. Измерения деформации крыла пассажирского самолета в полете методом видеограмметрии / // Ученые записки ЦАГИ. — 2015. — Т. XLVI. — № 2. — с. 54-61.
- 61 Кулеш, В. П. Измерения деформации адаптивной носовой части крыла в потоке аэродинамической трубы методом видеограмметрии / В. П. Кулеш // Ученые записки ЦАГИ. — 2014. — Т. XLV. — № 6. — с. 100-109.
- 62 Кулеш, В. П. Измерение параметров движения и деформации модели самолета в аэродинамической трубе методом видеограмметрии / В. П.

- Кулеш, С. Д. Фонов // Ученые записки ЦАГИ. — 1998. — Т. XXIX. — № 1-2. — с. 165-176.
- 63 Berndt, M. Energy-Efficient Strain Gauges for the Wireless Condition Monitoring Systems in Mechanical Engineering / M. Berndt, Fellner, Zeiser, R. T., J. Wilde // Proceedings of 6th European Workshop on Structural Health Monitoring - We.4.C.2, 2012 — 9 p.
- 64 Gasco, F. Wireless strain measurement for structural testing and health monitoring of carbon fiber composites / F. Gasco et al. // Composites: Part A. — 2011. — pp. 1263–1274.
- 65 Gordan, M. Recent Developments in Damage Identification of Structures Using Data Mining / M. Gordan, H. A. Razak, Z. Ismail, K. Ghaedi // Solids and Structures. — 2017. — pp. 2373-2401.
- 66 Райхер, В. Л. Учет множественности критических мет конструкции при оценке долговечности и ресурса / В. Л. Райхер, А. Ф. Селихов, И. Г. Хлебникова // Ученые записки ЦАГИ. — 1984. — Том XV. — с. 72-81.
- 67 Swift, T. Widespread fatigue damage monitoring - issues and concerns / // Proceedings of the 5th International Conference on Structural Airworthiness of New and Aging Aircraft, DGLR, 1993 — pp. 133-150.
- 68 Нестеренко, Б. Г. Требования по усталости и живучести конструкций гражданских самолетов / Б. Г. Нестеренко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2011. — с. 49-59.
- 69 Нестеренко, Г. И. Живучесть заклёпочных соединений обшивки фюзеляжа / Г. И. Нестеренко, А. Г. Козлов, Б. Г. Нестеренко, Ю. М. Стойда // Проблемы машиностроения и надежности машин. — 2008. — с. 111-115.
- 70 Нестеренко, Г. И. Остаточная прочность подкрепленных конструкций с обширными и многоочаговыми усталостными повреждениями / Г. И. Нестеренко // Труды ЦАГИ. — 2002. — Выпуск 2658. — с. 112-117.
- 71 Нестеренко, Б. Г. Усталость и живучесть продольных стыков обшивки

- герметических фюзеляжей. / Б. Г. Нестеренко // МГТУ ГА. — 2007. — с. 70-81.
- 72 Нестеренко, Б. Г. Трещиностойкость материалов обшивки конструкции гражданских самолетов / Б. Г. Нестеренко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2010. — № 153. — с. 7-14.
- 73 Swift, T. Damage tolerance capability / T. Swift // Journal Fatigue. — 1994. — Vol. 16. — pp. 75-94.
- 74 Swift, T. Fail safe design requirements and features, regulatory requirements / T. Swift // AIAA/ICAS International Air and Space symposium and Exposition: the next 100 year, 2008, Dayton.
- 75 Newman, J. C. Advanced in fatigue and fracture mechanics analysis for aircraft structure / J. C. Newman // 17th Plenum memorial lecture. Presented at the 19th symposium of the International committee on aeronautical fatigue (ICAF). Structural integrity for the next millenium. Vol II, 1999, Washington. — pp. 3-42.
- 76 Young, R. D. Residual strength pressure tests and nonlinear analysis of stringer-frame stiffened alluminum fuselage panels with longitudinal cracks. / R. D. Young, M. Rouse, D. R. Ambur, J. H. Starnes // The second joint NASA/FAA/DoD conference on aging aircraft, 1999 — pp. 408-426.
- 77 Anderson, B. L. Evaluation and Verification of Advanced Methods to Assess Multiple-Site Damage of Aircraft Structure / B. L. Anderson et al. Report DOT/FAA/AR-04/42,I, 2004.
- 78 Elangovan, R. Analytical Determination of Residual Strength and Linkup Strength for Flat Panels, with Multiple Site Damage / R. Elangovan, V. Selladurai, T. S. Ramamurthy, B. Dattaguru // Arabian Journal for Science and Engineering. — 2013. — Vol. 39. — Is. 3. — pp. 2271-2276.
- 79 Gruber, M. L. Investigation of fuselage structure subjected to widespread fatigue damage / // Proceedings of the FAA-NASA symposium on the continued airworthiness of aircraft structures, 1996, Atlanta. — pp. 439-459.

- 80 Нестеренко, Б. Г. Расчетно-экспериментальное исследование методов обеспечения эксплуатационной живучести конструкции летательных аппаратов / Б. Г. Нестеренко. — Жуковский: Диссертация канд.техн. наук, ЦАГИ, 2005. — 152 с.
- 81 Березин, А. В. Вероятностные модели разрушения обшивки фюзеляжей, поврежденных многоочаговыми усталостными трещинами / А. В. Березин, В. Ю Жиркевич, А. Г. Клемяшов, Королева М. К. — Москва: НТО, ИМАШ, 2012. — 23 с.
- 82 Березин, А. В. Исследование двух фаз усталостного разрушения в условиях многоочагового повреждения / А. В. Березин и др. — Москва: НТО, ИМАШ, 2013. — 14 с.
- 83 Singh, P. Growth of Multiple Cracks and Their Linkup in a Fuselage Lap Joint // AIAA Journal. — 1994. — Vol. 32. — No. 11. — pp. 2260-2267.
- 84 Zhanga, J. A Probabilistic Estimation Method of Multiple Site Damage Occurrence for Aircraft Structures / J. Zhanga, R. Baoa, X. Zhangb, B. Feia // Procedia Engineering 2. — 2010. — pp. 1115-1124.
- 85 Ignatovich, S. Probabilistic Model of Multiple-Site Fatigue Damage of Riveting in Airframes / S. Ignatovich // Strength of Materials. — 2014. — Vol. 6. — No. 3. — pp. 337-343.
- 86 Березин, А. В Анализ разрушения стыка обшивки фюзеляжа среднемагистрального самолета, поврежденного многоочаговыми усталостными трещинами / А. В Березин, В. Ю. Жиркевич, А. Г. Клемяшов, М. К. Королева, Е. В. Лазуткина. — Москва: НТО, ИМАШ, 2014. — 29 с.
- 87 Гоцелюк, Т. Б. Исследование роста несквозных трещин в элементах авиационных конструкций / Т. Б. Гоцелюк. — Новосибирск: Диссертация канд. техн. наук, НГТУ, СибНИА, 2010. — 166 с.
- 88 Karthik, N. Analysis of the Fuselage Structure for Multi Site Damage / N. Karthik, C. A. Kumar // International Journal of Innovative Research in Science,

Engineering and Technology. — 2013. — Vol. 2. — Is. 7. — pp. 3330- 3335.

- 89 Yuting, H. Research On Crack Growth Of Multiple-Site Damaged Structure / H. Yuting, Zh. Teng, C. Ronghong // Proceedings of 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2012), 2012, Brisbane. — pp. 1-8.
- 90 Paris, P. A critical analysis of crack propagation laws / P. Paris, F. Erdogan // Journal of Basic Engineering, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers. — 1963. — Vol. 85. — No 4. — pp.528-534.
- 91 Piascik, R.S. The growth of multi-site fatigue damage in fuselage lap joints / R.S. Piascik, S.A. Willard // The Second Joint NASA/FAA/DoD Conference on Aging Aircraft, 1999
- 92 Newman(Jr), J. C. FASTRAN-2: A Fatigue Crack Growth Structural Analysis Program / J. C. Newman(Jr). NASA STI/Recon Technical Report N, 1992. — 103 p.
- 93 Newman(Jr), J. C. A Crack-Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth Under Aircraft Spectrum Loading / J. C. Newman(Jr) // American Society for Testing and Materials USA, Special Technical Publication 748. — 1981. — pp. 53-84.
- 94 Панков, А. В. Распределение усилий по рядам соединений с учетом нелинейных факторов. / А. В. Панков. — Жуковский: Дисертация канд.техн.наук, ЦАГИ, НПО-18, 1990. — 216 с.
- 95 Баутин, А. А. Мониторинг элементов авиационных конструкций по данным тензометрии / А. А. Баутин // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2019. — Т. 85. — № 1. Часть I. — с. 57-63.
- 96 Баутин, А. А. Мониторинг состояния конструкции с помощью анализа кинетики местного напряженно-деформированного состояния / А. А. Баутин, Ю. А. Свирский, А. В. Панков // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2019. — Т.85. — № 2. — с. 42-47.

- 97 Mills, K. Fractography / K. Mills. — New York: ASM International. Vol. 9, Is. 12, 1987. — 517 p.
- 98 Феллоуз, Д. Фрактография и атлас фрактограмм / Д. Феллоуз. — Москва: Металлургия, 1982. — 489 с.
- 99 Cybenko, K. Approximation by superpositions of a sigmodial function / K. Cybenko // Mathematics of Control, Signal and Systems. — 1989. — Vol.2. — pp. 303-314.
- 100 Funahashi, K. On the approximate realization of continuous mappings by neural networks / K. Funahashi // Neural Networks. — 1989. — Vol. 2.3. — pp. 183-191.
- 101 Хайкин, С. Нейронные сети: полный курс / С. Хайкин. — Москва: "Вильямс", 2006. — 1104 с.
- 102 Орлов, А. А. Применение нейросетевых технологий искусственного интеллекта для мониторинга нагрузок в силовых элементах авиационных конструкций / А. А. Орлов, К. И. Сыпало, В. И. Городниченко, А. А. Баутин // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2023. — Т. 89. — № 5. — с. 42-47.
- 103 Granville, V. Simulated annealing: A proof of convergence / V. Granville, M. Krivanek, J. P. Rasson // Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. — 1994. — Vol. 16. — No. 6. — pp. 652–656.
- 104 Yeong-Sung, F.L. A simulated annealing algorithm to support the sensor placement for target location / F.L. Yeong-Sung, P.L. Chiu // Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, Vol.2, 2004 — pp. 2:867 - 870.
- 105 Bakhary, N. Optimal sensor placement for mode shapes using improved simulated annealing / N. Bakhary et al. // Smart structures and systems. — 2014. — Vol. 13:133. — Is. 3. — pp. 389-406.
- 106 Bautin, A. Applying neural networks for multi-site damage detection in fuselage

- lap joints of cargo aircraft / A. Bautin, Y. Svirskiy // Lecture Notes in Civil Engineering. — 2021. — Vol. 128. — pp. 67-76.
- 107 Баутин, А. А. Применение нейросетевых технологий в задачах мониторинга состояния критических мест конструкции транспортных самолётов / А. А. Баутин, Ю. А. Свирский // Вестник Московского авиационного института. — 2020. — Т. 27. — № 4. — с. 81-91.
- 108 ISIS Guidelines for Structural Health Monitoring No.2 / ISIS CANADA. Design Manual, 2001. — pp. A1-A17.
- 109 Vishay Micro-Measurements Strain Gauge Thermal Output and Gauge Factor / Vishay Micro-Measurements. Tech Note TN-504-1, 2007.
- 110 Hoffman, K. An Introduction to Stress Analysis and Transducer Design using Strain Gauges / K. Hoffman. HBM Test and Measurement, — 257 p.
- 111 Liang, X. Real Time Load Monitoring Technology of Wing Structure Based on Fiber Bragg Grating / X. Liang et al. // Proceedings of 9th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2018), 2018, Manchester. — 9 p.
- 112 Цымбалюк, В. И. Опыт, проблемы и перспективы использования систем мониторинга нагрузок на самолет в эксплуатации / В. И. Цымбалюк, Т. И. Орлова // Тезисы конференции «Прочность конструкций ЛА». ЦАГИ, 2012, Жуковский.
- 113 Клокова, Н. П. Обзоры. Тензодатчики / Н. П. Клокова, А. Н. Волчек. — Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 1973. — 218 с.
- 114 Свирский, Ю. А. Бортовые системы мониторинга (БСМ) и перспективы применения в них волоконно-оптических датчиков. / Ю. А. Свирский, Ю. П. Трунин, А. В. Панков, М. Д. Зайцев, В. Ф. Фагалов // Композиты и наноструктуры. — 2017. — Т. 9. — № 1. — 35-44 с.
- 115 Большев, Л. Н. Таблицы математической статистики / Л. Н. Большев, Н. В. Смирнов. — Москва: Наука, 1983. — 418 с.

- 116 Мартынов, Г. В. Критерии омега-квадрат / Г. В. Мартынов. — Москва: Наука, 1978. — 80 с.
- 117 Korolija, A. FE-modeling of bolted joints in structures / A. Korolija. — Linköping: Department of Management and Engineering, 2012. — 62 p.
- 118 Oldfield, M. Simplified models of bolted joints under harmonic loading / M. Oldfield, H. Ouyang, J. E. Mottershead. — Liverpool: Department of Engineering, University of Liverpool, 2005. — 9 p.
- 119 Guzas, E. 3D Finite Element Modeling of Single Bolt Connections under Static and Dynamic Tension Loading / E. Guzas, K. Behan, J. Davis // Shock and Vibration. — 2015. — pp. 1-12.
- 120 Vilela, P. Modelling of bolted connections by the finite element method / // Latin American Journal of Solids and Structures, 15(10 Thematic Section). — 2017. — Vol. 1. — No 2-3. — pp. 405-413.
- 121 Bautin, A. Model Curves: A Simple Way to Account for Complex Effects / A. Bautin, Yu. Svirsky, V. Basov, Ya. Melnikov // Proceedings of 32nd Congress of the International Council of the aeronautical sciences (ICAS-2020), 2021, Shanghai. — 9 p.
- 122 Gadolina, I. V. Studying the Crack Growth Rate Variability by Applying the Willenborg's Model to the Markov's Simulated Trials / I. V. Gadolina, A. A. Bautin, E. V. Plotnikov // Advances in Intelligent Systems and Computing 1127 AISC, 2020 — pp. 175–184.
- 123 Makhutov, N. A. Imitation of Random Sequences of Extremums in Fatigue Tests with Irregular Loading / N. A. Makhutov, I. V. Gadolina, S. G. Lebedinskii, E. S. Oganyan, A. A. Bautin // Russian Engineering Research. — 2020. — Vol. 40. — Is. 8. — pp. 614-621.
- 124 Махутов, Н. А. Моделирование случайной последовательности экстремумов нагрузок для испытаний на усталость при нерегулярном нагружении / Н. А. Махутов, И.В. Гадолина, С. Г. Лебединский, Э. С. Оганян, А. А. Баутин //

Вестник машиностроения. — 2020. — № 5. — с. 13-19.

- 125 Свирский, Ю. А. Приближенный метод решения упруго пластической задачи / Ю. А. Свирский, А. А. Баутин, А. А. Лукьянчук, В. Н. Басов // Вестник МАИ. — 2020. — Т. 27. — № 2. — с. 61-70.
- 126 Gadolina, I. V. An optimal experiment planning in the problem of longevity evaluation at crack propagation stage / I. V. Gadolina, A. N. Romanov, A. A. Bautin, L. Papic // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. V International Scientific Conference Survivability and Structural Material Science (SSMS 2020) 27th-29th, 2021, Moscow.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Акты внедрения результатов работы

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Генерального директора
– начальник комплекса прочности
ФГУП «ЦАГИ»



М.Ч. Зиченков

2022 г.

АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы Баутина Андрея Александровича «Метод определения повреждений в авиаконструкциях на основе мониторинга местного напряжённо-деформированного состояния», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14. (05.07.03) – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Настоящий акт подтверждает, что результаты диссертационной работы Баутина А.А. «Метод определения повреждений в авиаконструкциях на основе мониторинга местного напряжённо-деформированного состояния», которая представлена на соискание учёной степени кандидата технических наук внедрены в практику теоретических и экспериментальных исследований ФГУП «ЦАГИ». Научный труд Баутина А.А. являются частью работ по формированию задела в направлении разработки и апробации новых средств и методов мониторинга состояния авиационной конструкции транспортного самолёта.

В работе ФГУП «ЦАГИ» были использованы следующие результаты:

– Методика обнаружения многоочаговых усталостных трещин в элементах фюзеляжных стыков по результатам анализа данных тензометрии, включённая в работы по созданию научно-технического задела по теме мониторинга состояния и выпущенная в виде НТО ФГУП «ЦАГИ» для выполнения исследований по государственным контрактам и договорным работам (шифр «Эволюция» отчеты ЦАГИ:

№ 18-18-1313 2017 г., № 18-0000 2017 г.; шифр «Магистраль-технология» отчеты ЦАГИ: № 18-18-1306 2017 г., 18-1322 2018 г., № 18-1329 2019 г.; соглашение с МИНОБР НАУКИ (уникальный идентификатор RFMEFI62518X0044) отчеты ЦАГИ: № 18-6338/4 2018 г., № 18-6402/1 2019 г.; шифр «Порыв 2021» отчеты ЦАГИ: № 18-6435 2020 г., № 18-6414 2020 г., № 18-6482 2021 г., № 18-6483 2021 г., № 18-6481 2021 г.; шифр «Порыв 2» отчет ЦАГИ № 18-6437 2020 г.).

– Результаты расчетно-экспериментальных исследований кинетики местного напряжённо-деформированного состояния критических мест планера ЛА при появлении усталостных повреждений, которые использовались для формирования экспертной документации («Заключение о функционале системы СКД-28 для контроля и диагностики состояния критических узлов и деталей жизненно важных агрегатов вертолёта», 2019 г.).

Начальник НИО-18 ЦАГИ, к.ф.-м.н.

С.В. Дубинский

Заместитель начальника НИО-18 ЦАГИ, к.т.н.

А.В. Панков

"УТВЕРЖДАЮ"

Главный конструктор

АО «НЦВ Миль и Камов»



Щербина В.Г.

2022 г.

АКТ

об использовании в АО «НЦВ Миль и Камов» научных
результатов диссертационной работы Баутина А.А.,
представленной на соискание ученой степени кандидата
технических наук

Результаты диссертационной работы Баутина Андрея Александровича «Метод обнаружения повреждений в авиаконструкциях на основе мониторинга местного напряжённо-деформированного состояния» были использованы при оценке результатов повторно-статических испытаний фюзеляжа и послужили основой для разработки методики определения технического состояния фюзеляжа вертолета в эксплуатации на основе данных местного напряженно-деформированного состояния элементов его конструкции.

Разработанная автором методика обнаружения усталостных трещин в элементах авиационных конструкций и полученные расчетные и экспериментальные результаты о влиянии повреждений на кинетику местного напряжённо-деформированного состояния использовались при формировании методической базы АО «НЦВ Миль и Камов», и в значительной мере способствовали разработке концепции и облику бортовой системы контроля и диагностики состояния критических узлов и деталей жизненно важных агрегатов вертолета («СКД-28»), предназначенной для контроля и диагностики технического состояния вертолетов типа Ми-28.

Заместитель главного конструктора

A handwritten signature in blue ink, belonging to A.S. Barabushka.

А.С. Барабушка

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Генерального директора
по разработке АТ – Директор
Инженерного центра, Главный
конструктор МС-21



К.Ф. Попович

03 2022 г.

АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы А.А Баутина
«Метод определения повреждений в авиаконструкциях на основе
мониторинга местного напряжённо-деформированного
состояния», представленной на соискание учёной степени
кандидата технических наук, в ИЦ ПАО «Корпорации «Иркут»

Настоящий акт подтверждает, что результаты диссертационной работы Баутина Андрея Александровича «Метод обнаружения повреждений в авиаконструкциях на основе мониторинга местного напряжённо-деформированного состояния», были использованы для формирования научно-технического задела инженерного центра ПАО «Корпорации «Иркут» в направлении разработки новых средств и методов поддержания летной годности, основанных на применении принципов мониторинга состояния, перспективных типов самолётов с металло-композитной конструкцией.

В частности, результаты расчетно-экспериментальных исследований кинетики местного напряжённо-деформированного при появлении усталостных повреждений и методика обнаружения многоочаговых усталостных трещин в элементах фюзеляжных стыков с помощью анализа данных тензометрии, переданные в рамках договорных работ по соглашению с МИНОБРНАУКИ (уникальный идентификатор RFMEFI62518X0044), внедрены в научно-исследовательскую практику ПАО «Корпорации «Иркут».

Начальник отделения – Заместитель
главного конструктора по прочности

А.Г. Яшутин

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Основные экономические показатели эксплуатации ВС транспортного назначения

Используемые в таблице обозначения:

ПЭР – прямые эксплуатационные расходы;

ТОиР – техническое обслуживание и ремонт.

Таблица А.1 – Основные экономические показатели эксплуатации гражданских самолётов

Класс и тип ВС		Взлетная масса, т	Стоимость млн. ¹ дол.	Удельная стоимость, дол. на 1 час налёта			Средний годовой налёт ВС, ч.	Число пассажиро-мест	Ресурс до списания
				ВС	ПЭР	ТОиР			
ДПС	Ил-96-300	До 250	60	1000	7471 ²	1270	2570 (до 3700)	До 263	60000
	В-747-400 ³	До 397	146.2	2437	6821	1176	4818	378	60000
	В-777-200	До 298	131.4	2190	3903	686	4997	До 440	60000
	MD-11	До 287	105.4	1757	4555	805	4953	377	60000
	DC-10-30	До 268	17	850	4903	1419	4000	380	Ост. 20000
	A-340	251						350	60000
	Ил-62(М)	167	13	371	3273	742	2130 (до 3496)	168	35000
	В-767-300ER	До 187	71.6	1193	3609 (7639 ²)	581	4830	До 290	60000
	A-310-300	164	76	1270	7894 ²	800	2520	До 220	60000

¹ Стоимости самолётов определены с учетом типовых схем амортизации и уровня инфляции 3% в год. Для зарубежных типов приняты оценки журнала "Air Transport World";

² Стоимость по результатам эксплуатации в Аэрофлоте;

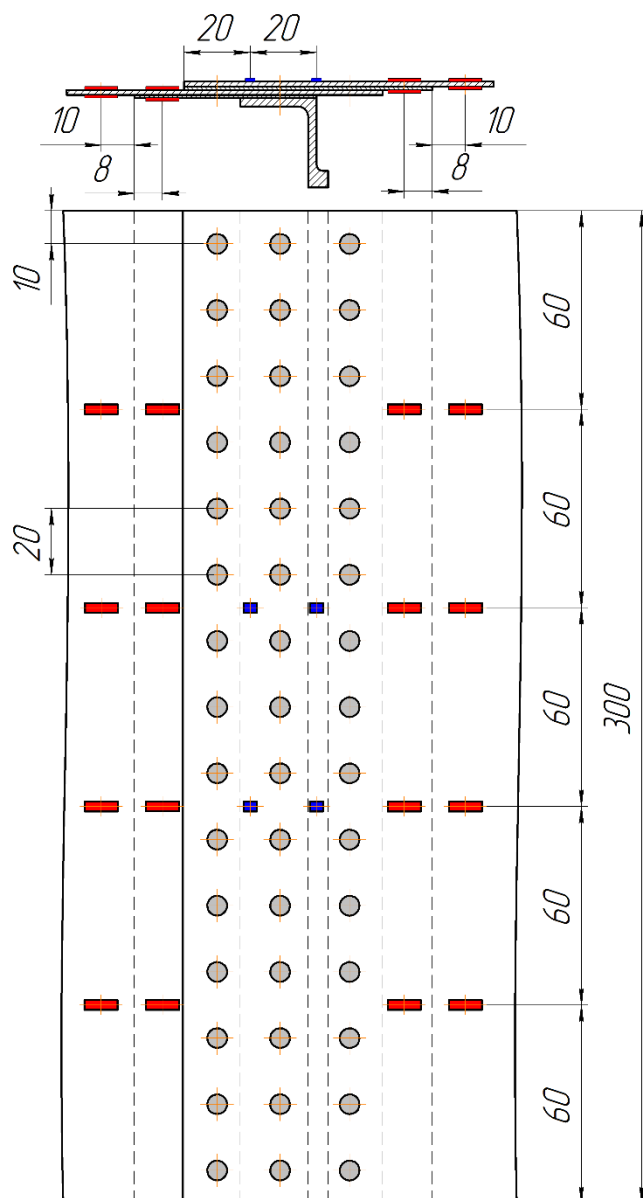
³ Данные о стоимости по всем самолётам американского производства и самолетам А-300, А-320 и АTR-42 приведены по результатам их эксплуатации в США.

Продолжение таблицы А.1

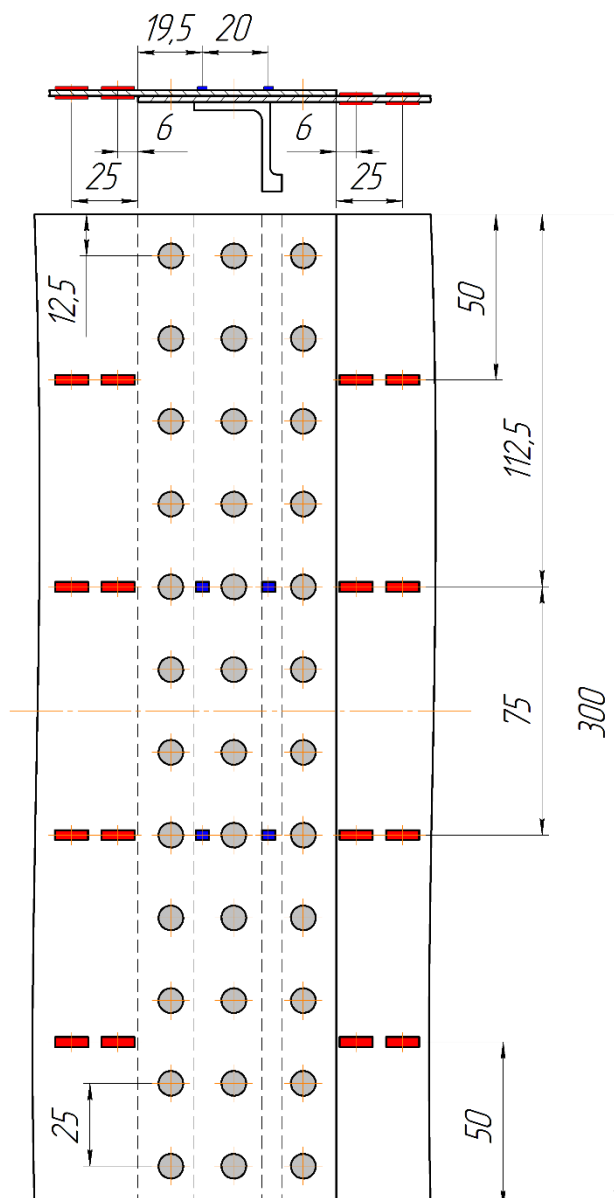
Класс и тип ВС		Взлетная масса, т	Стоимость млн. дол.	Удельная стоимость, дол. на 1 час налёта			Средний годовой налёт ВС, ч.	Число пассажиромест	Ресурс до списания
				ВС	ПЭР	ТОиР			
СПС	Ил-86	215	37.7	1250	8221	1586	1540 (до 2909)	350	30000
	А-300-600R	172	48.6	1620	4513	1157	3440	344	Ост. 30000
	Ту-204-200	111	25	583	5003	801	3500 (расчетн.)	211	60000
	В-757-200	До 116	37.1	618	2562	550	4180	218	60000
	Ту-154(М)	100	8.65	288	3274	765	1790 (до 2727)	180	30000
	В-727-200	До 95	6	300	2487	812	3119	До 189	Ост. 20000
	А-320	77	28.1	468	2151	459	4171	179	60000
	Як-42	54	7.1	237	2356	488	1630 (до 2043)	120	30000
	MD-80	До 73	21.5	430	2050	463	3775	172	50000
	А-319	До 70	37.5	625				До 152	60000
	Ту-134	47	3.6	121	1804	360	1670 (2800)	84	30000
	В-737-500	До 61	22.6	377	1772	625	3810	132	60000
БПС	Ил-114	22.7	5	167	800	128	2500 (расчетн.)	64	30000
	Fokker-27-600	20.4	6.5	108			1075	До 56	60000
	ATR-72	20						74	60000
	Ан-24	21.2	1.2	28	974	168	1400	До 52	45000
	ATR-42-500	До 18.6	9.8	163	976	304	2840	46	60000
	Як-40	16	1.3	45	972	159	1120	До 32	30000
	Fokker-28	31.5	12	240		185	2040	До 65	30000

ПРИЛОЖЕНИЕ В

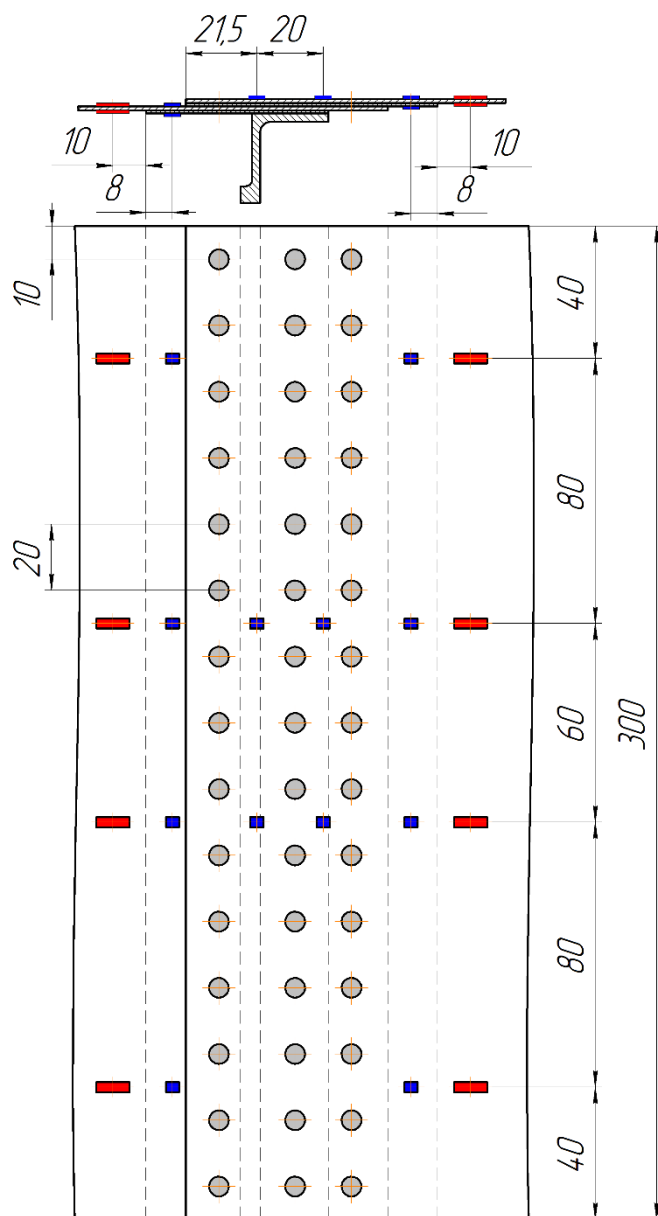
Схемы тензометрии образцов продольного стыка



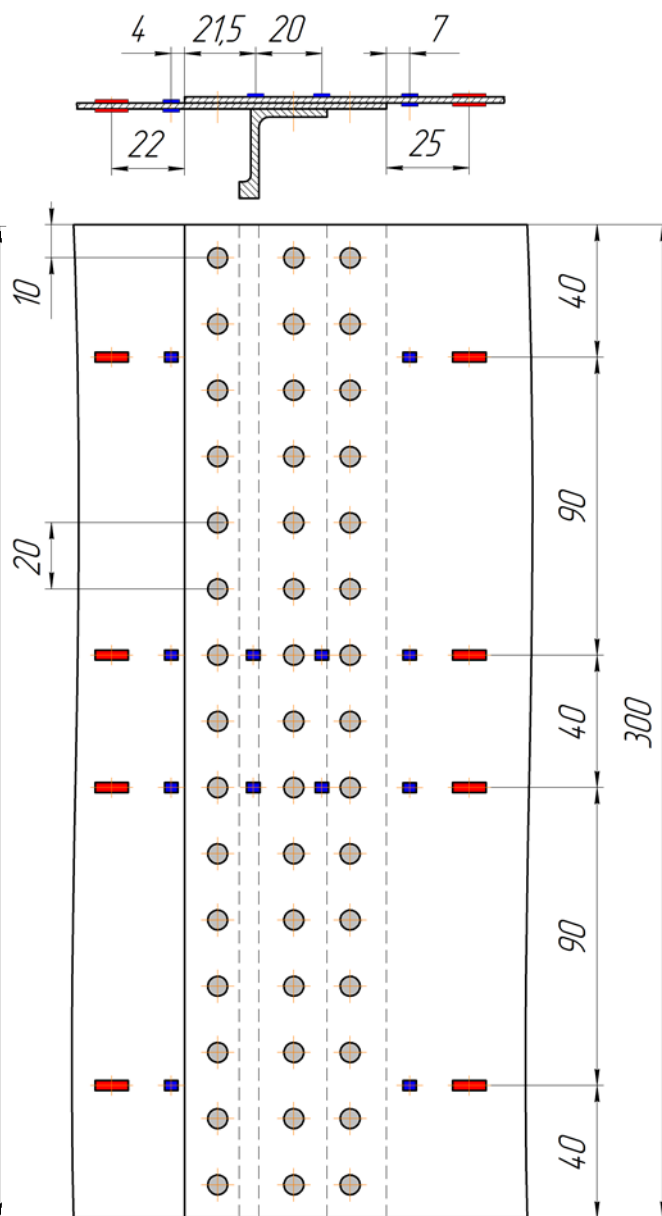
■ - база 5 или 10 мм (32 шт.)
■ - база 1 или 3 мм (4 шт.)
 всего датчиков 36 шт.



■ база 5 или 10 мм (всего 32 шт.)
■ база 1 или 3 мм (всего 4 шт.)
 всего датчиков - 36 шт.



 база 10 мм (16 шт.)
 база 5 мм (20 шт.)
 всего датчиков 36 шт.



 база 10 мм (16 шт.)
 база 5 мм (20 шт.)
 всего датчиков 36 шт.

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Параметры образцов продольных стыков при испытании на усталость отнулевым циклическим нагружением

Используемые в таблице обозначения¹:

$\uparrow_{\text{пр}}$ – направление проката (Д – направление максимальной деформации образца или его большая сторона; П – направление перпендикулярное направлению Д или направление, соответствующее ширине образца);

$\delta_{\text{стык}}^2$ – толщина обшивки в районе стыка, [мм];

$\delta_{\text{рег}}$ – толщина обшивки вне стыка (регулярной зоне обшивки), [мм];

$\delta_{\text{дуб}}$ – номинальная толщина дублера, [мм];

$d_{\text{креп}}$ – диаметр крепежа (заклепок, болт-заклепок), [мм];

$t_{\text{шаг}}$ – расстояние между заклепками (болт-заклепками) в ряду, [мм];

$t_{\text{мр}}$ – расстояние между рядами крепежа, [мм];

ВЛ-Д – разрушение внутреннего листа обшивки и дублёра по замыкающим головкам заклёпок;

ВЛ-Д-Г – разрушение внутреннего листа обшивки и дублёра по замыкающим головкам заклёпок и разрушение наружного листа по галтели;

ВЛ – разрушение внутреннего листа по отверстиям под замыкающие головки заклёпок;

НЛ – разрушение наружного листа обшивки по отверстиям под закладные головки заклёпок 1-го ряда стыка;

НЛ-О-1 – разрушение наружного листа обшивки по отверстиям под закладные головки заклёпок и болт-заклепок 1-го ряда стыка с отслоением дублера.

Таблица Г.1 – Параметры образцов соединений

№	$\uparrow_{\text{пр}}$	$\delta_{\text{стык}}^3$ (нар/вн)	$\delta_{\text{рег}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{дуб}}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{\text{креп}}$	$t_{\text{шаг}}$	$t_{\text{мр}}$	Разр.	$\sigma_{\text{ном}}$	α_n
1	Д	1.39 / 1.4	1.19 / 1.19	1 / 1	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	16	0.56

¹ Все образцы имели одну ширину 300 мм, внутренние и внешние листы изготовлены из материала 1163РДТВ;

² Первое значение в ячейке приведено для наружного листа/дублера, второе значение приведено для внутреннего листа/дублера;

³ Для параметров $\delta_{\text{стык}}$, $\delta_{\text{рег}}$ приведены замеренные значения, для $\delta_{\text{дуб}}$ приведены номинальные значения.

Продолжение таблицы Г.1

№	$\uparrow$ пр	$\delta_{\text{стык}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{рег}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{дуб}}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{\text{креп}}$	$t_{\text{шаг}}$	$t_{\text{мр}}$	Разр.	$\sigma_{\text{ном}}$	α_n
2	Д	1.39 / 1.4	1.19 / 1.19	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	14	0.42
3	Д	1.39 / 1.4	1.19 / 1.19	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.31
4	Д	1.39 / 1.4	1.19 / 1.19	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.37
5	Д	1.39 / 1.4	1.19 / 1.19	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.37
6	Д	1.39 / 1.4	1.19 / 1.19	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.33
7	Д	1.39 / 1.38	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	14	0.37
8	Д	1.39 / 1.38	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.28
9	Д	1.39 / 1.38	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.32
10	Д	1.39 / 1.38	1.19 / 1	0.9 / 0.9	Alkoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д	14	0.46
11	Д	1.39 / 1.38	1.19 / 1	0.9 / 0.9	Alkoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.46
12	Д	1.39 / 1.38	1.19 / 1	0.9 / 0.9	Alkoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.47
13	Д	1.39 / 1.38	1.19 / 1	0.9 / 0.9	Alkoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.33
14	Д	1.39 / 1.38	1.19 / 1	0.9 / 0.9	Alkoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д-Г	12	0.27
15	Д	1.39 / 1.38	1.19 / 1	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	14	0.56
16	Д	1.11 / 1.11	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.5
17	Д	1.11 / 1.11	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.37

Продолжение таблицы Г.1

№	$\uparrow$ пр	$\delta_{\text{стык}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{рег}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{дуб}}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{\text{креп}}$	$t_{\text{шаг}}$	$t_{\text{мр}}$	Разр.	$\sigma_{\text{ном}}$	α_n
18	Д	1.11/ 1.11	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.3
19	Д	1.11 / 1.11	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.82
20	Д	1.12 / 1.12	1.12 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.34
21	Д	1.12 / 1.12	1.12 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.53
22	Д	1.12 / 1.12	1.12 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.35
23	Д	1.12 / 1.12	1.12 / 1	0.9 / 0.9	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.33
24	Д	1.11 / 1.09	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Alcoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.34
25	Д	1.11 / 1.09	1.11 / 1	0.9 / 0.9	Alcoa HGPL 2SC-V05-03AC	4.2	20	19-21	ВЛ-Д	12	0.32
26	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	15	0.81
27	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	15	0.75
28	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	15	0.82
29	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.73
30	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.63
31	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.67
32	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.68
33	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.7

Продолжение таблицы Г.1

№	↑ пр	$\delta_{\text{стык}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{рег}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{дуб}}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{\text{креп}}$	$t_{\text{шаг}}$	$t_{\text{мр}}$	Разр.	$\sigma_{\text{ном}}$	α_n
34	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Заклепки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.65
35	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	15	0.83
36	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	15	0.82
37	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	15	0.84
38	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	12	0.85
39	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	12	0.68
40	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	12	0.64
41	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	12	0.67
42	П	1.34 / 2.39	1.14 / 2.39	1 / -	Болт-закл. ОСТ 1 30042-82	4	20	19-21	ВЛ	12	0.7
43	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	15	0.85
44	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	15	1.01
45	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	15	0.83
46	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	15	0.79
47	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	12	0.66
48	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	12	0.72
49	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	12	0.77

Продолжение таблицы Г.1

№	$\uparrow$ пр	$\delta_{\text{стык}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{рег}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{дуб}}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{\text{креп}}$	$t_{\text{шаг}}$	$t_{\text{мр}}$	Разр.	$\sigma_{\text{ном}}$	α_n
50	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	12	0.65
51	П	1.35 / 2.36	1.13 / 2.36	1 / -	Болт-заклёпки LGPL 2SC-V05	4.2	20	19-21	ВЛ	12	0.67
52	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	15	0.7
53	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	15	0.81
54	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	15	0.85
55	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	15	0.7
56	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	15	0.82
57	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	12	0.61
58	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	12	0.71
59	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	12	0.67
60	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	12	0.72
61	П	1.35 / 2.37	1.13 / 2.37	1 / -	Болт-заклёпки ОСТ 1 30034-2012	4	20	19-21	ВЛ	12	1.03
62	П	1.11 / 2.38	1.11 / 2.38	1 / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	НЛ	12	0.6
63	П	1.11 / 2.38	1.11 / 2.38	1 / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.63
64	П	1.11 / 2.38	1.11 / 2.38	1 / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	19-21	ВЛ	12	0.62
65	П	1.09 / 1.09	1.09 / 1.09	1 / 1	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ-О-1	15	0.69

Продолжение таблицы Г.1

№	$\uparrow$ пр	$\delta_{стык}$ (нар/вн)	$\delta_{рег}$ (нар/вн)	$\delta_{дуб}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{креп}$	$t_{шаг}$	$t_{мр}$	Разр.	$\sigma_{ном}$	α_n
66	П	1.09 / 1.09	1.09 / 1.09	1 / 1	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ-О-1	12	0.56
67	П	1.09 / 1.09	1.09 / 1.09	1 / 1	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ-О-1	12	0.67
68	П	1.09 / 1.09	1.09 / 1.09	1 / 1	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ-О-1	10	0.53
69	П	1.09 / 1.09	1.09 / 1.09	1 / 1	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ-О-1	8	0.38
70	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	12	0.82
71	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	9	0.67
72	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	9	0.47
73	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	9	0.64
74	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	7.5	0.46
75	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	7	0.37
76	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	6	0.4
77	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	6	0.37
78	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	6	0.35
79	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	НЛ	6	0.4
80	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	15	0.72
81	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	15	0.7

Продолжение таблицы Г.1

№	$\uparrow$ _{пр}	$\delta_{\text{стык}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{рег}}$ (нар/вн)	$\delta_{\text{дуб}}$ (нар/вн)	Крепёж	$d_{\text{креп}}$	$t_{\text{шаг}}$	$t_{\text{мр}}$	Разр.	$\sigma_{\text{ном}}$	α_n
82	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	15	0.7
83	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	15	0.71
84	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	12	0.58
85	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	12	0.57
86	П	1.68 / 1.68	1.68 / 1.68	- / -	Заклёпки ОСТ 1 34118-92	4	20	17-23	ВЛ	9	0.46