

экз. №
на правах рукописи

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

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Жуковский 2025 г.

Работа выполнена в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ») г. Жуковский.

Научный руководитель: **Панков Андрей Вячеславович**
к.т.н., заместитель начальника отделения
«Ресурс конструкций ЛА» ФАУ «ЦАГИ»

**Официальные
оппоненты:** **Разумовский Игорь Александрович**
д.т.н., главный научный сотрудник лаборатории
механики разрушения и живучести Институт
машиноведения им. А.А. Благонравова
Российской академии наук (ИМАШ РАН)

Попов Алексей Владимирович
д.т.н., профессор кафедры восстановления
авиационной техники Военного учебно-
научного центра Военно-воздушных сил
"Военно-воздушная академия имени профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина"

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное
предприятие Государственный научно-
исследовательский институт гражданской
авиации (ФГУП ГосНИИ ГА)

Защита состоится «_____» 20__ г. в _____ часов на
заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном
аэрогидродинамическом институте имени профессора Н.Е. Жуковского по
адресу: 140181, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Центрального
Аэрогидродинамического Института и на сайте ЦАГИ <https://tsagi.ru>

Автореферат разослан «__» _____ 2025 г.

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

М.А. Брутян

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования обусловлена необходимостью снижения расходов, направленных на поддержание лётной годности при обеспечении безопасной эксплуатации самолётов транспортной категории с использованием подхода эксплуатационной живучести, а также необходимостью уменьшения трудоёмкости и повышения надёжности контроля за счет корректировки современного подхода к оценке целостности планера, снижения доли периодических осмотров и внедрения бортовых средств обнаружения повреждений, позволяющих проводить анализ влияния повреждений на остаточную прочность авиационной конструкции.

В результате проектирования и разработки воздушного судна должна быть достигнута оптимальная совокупность свойств конструкции, каждое из которых нельзя рассматривать изолировано. Оптимальная авиационная конструкция должна иметь минимальную массу и удовлетворять всем требованиям прочности и живучести, что обеспечивает безопасность эксплуатации самолёта с учетом возможных дефектов и повреждений. При использовании принципа эксплуатационной живучести разработчик должен продемонстрировать эффективные методы контроля целостности конструкции, которые позволят своевременно обнаруживать эксплуатационные повреждения. Подбор надёжных методов обнаружения повреждений авиационной конструкции является одним из основных факторов, влияющих на экономическую эффективность эксплуатации современного транспортного самолёта.

На этапе натурных испытаний своевременное обнаружение повреждений и оперативный анализ состояния конструкции и стенда позволяют сократить сроки проводимых исследований и уменьшить их трудоёмкость и стоимость.

Задача работы заключается в разработке нового метода обнаружения повреждений с помощью мониторинга, основанного на анализе местного напряженно-деформированного состояния (НДС).

Степень разработанности темы определяется достаточной готовностью различных методов обнаружения повреждений и высокой степенью совершенства технического состава материально-экономической базы современных испытательных лабораторий, в которых производятся исследования и апробация новых способов контроля целостности конструкции перед применением их в эксплуатации авиационной техники. Использование современных численных методов позволяет моделировать

влияние возникающих повреждений на показания основных типов датчиков и разрабатывать методы их применения.

Цель данной работы заключается в разработке метода обнаружения усталостных многоочаговых повреждений в конструкции фюзеляжных стыков самолета на основе мониторинга местного НДС посредством анализа данных тензометрии.

В работе решены следующие задачи:

- 1 Экспериментально подтверждена эффективность использования данных тензометрии для своевременного обнаружения многоочаговых усталостных трещин в типовых фюзеляжных стыках авиаконструкций;
- 2 Разработан метод определения оптимальной схемы тензометрии, учитывающий особенности обнаружения повреждений в ходе испытаний элементов авиаконструкций на усталость;
- 3 Разработан метод моделирования НДС типовых стыков пассажирского самолета с учетом различного сочетания усталостных трещин;
- 4 Экспериментально и теоретически определены параметры и критерии, обеспечивающие мониторинг целостности элементов фюзеляжных стыков авиаконструкций по данным тензометрии при 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:

- На основе экспериментальных исследований получены данные о влиянии усталостных повреждений на изменение местных деформаций вблизи критических сечений типовых фюзеляжных стыков авиаконструкций, включающие показания периодической тензометрии, отличающиеся полученными зависимостями кинетики местного НДС от многоочаговых трещин, позволяющие использовать данные тензометрии для мониторинга состояния конструкции стыков с визуально не обнаруживаемыми повреждениями;
- Разработан метод определения схемы тензометрии для мониторинга состояния стыков авиаконструкций, основанный на анализе НДС численными методами, отличающийся возможностью оптимизации количества датчиков и их расположения путем анализа зависимости между параметрами НДС и возникающими трещинами, позволяющий использовать данные тензометрии для своевременного обнаружения многоочаговых усталостных повреждений;
- Разработан метод получения исходных данных для мониторинга состояния стыков авиаконструкций, включающий моделирование местного НДС с помощью МКЭ, отличающийся возможностью

автоматизированного варьирования параметров многоочагового повреждения в критическом сечении стыков, позволяющий сформировать и проанализировать зависимость между повреждениями и границами зоны изменения деформаций с помощью искусственной нейронной сети (ИНС);

- Разработан метод определения параметров усталостных повреждений в стыках авиаконструкций, основанный на анализе действующих в критическом сечении напряжений, отличающийся расчетно-экспериментальной оценкой суммарной площади многоочаговых усталостных трещин докритического размера, позволяющий сформировать характерную для типового стыка совокупность допустимых вариантов многоочагового повреждения.

Практическая значимость

- 1 Рекомендации, представленные в работе, применялись для формирования экспертной документации («Заключение о функционале системы СКД-28 для контроля и диагностики состояния критических узлов и деталей жизненно важных агрегатов вертолёта», акт АО «НЦВ Миль и Камов»);
- 2 Результаты диссертационной работы приняты к внедрению для разработки новых методов поддержания летной годности, основанных на применении принципов мониторинга состояния конструкции ЛА в ПАО «Корпорация «Иркут» (акт ПАО «Корпорация «Иркут» от 23.03.2022);
- 3 Разработанный метод внедрён в практику теоретических и экспериментальных исследований ФАУ ЦАГИ и используется для расширения возможностей сокращения длительности и снижения трудоёмкости натурных ресурсных испытаний авиаконструкций, а также для создания научно-технического задела по теме мониторинга (акт ФАУ ЦАГИ).

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).

На защиту выносятся

- 1 Результаты расчётно-экспериментальных исследований, подтверждающие эффективность обнаружения усталостных повреждений, включая многоочаговые трещины в фюзеляжных стыках авиаконструкций на основе анализа кинетики местного НДС;
- 2 Метод мониторинга повреждений фюзеляжных стыков авиаконструкций при усталостных испытаниях с помощью анализа кинетики местного НДС, для реализации которого были разработаны:
 - Метод оптимизации количества датчиков и определения их местоположения на основе анализа зависимости параметров НДС от усталостных повреждений;
 - Безразмерный критерий оценки целостности элементов фюзеляжных стыков авиаконструкций для обнаружения повреждений путём мониторинга;
 - Метод определения порогового значения относительного изменения деформации, соответствующего образованию значимого повреждения авиаконструкции;
- 3 Расчётно-экспериментальные значения параметров для определения допустимости повреждений в фюзеляжных стыках авиационных конструкций 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, в число которых входят: ICAS (Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences), ICDQM (International conference on Dependability and Quality Management), DFCMS (Deformation and Failure of Composite. Materials and Structures), ЖИВКОМ (Живучесть и конструкционное материаловедение), FRITME (Фундаментальные исследования и инновационные технологии в машиностроении).

Публикации

Основные результаты исследования опубликованы в 21 печатной работе. В изданиях, включенных в список ВАК, по теме диссертации опубликовано 6 работ, в изданиях, индексируемых Scopus – 7 работ. При участии соискателя по теме мониторинга состояния авиационных конструкций в издательстве Springer выпущена 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, сформулированы научная новизна и практическая значимость диссертационной работы, определена цель работы и задачи исследования, сформулированы положения, выносимые на защиту.

Глава 1 посвящена обзору основных принципов обеспечения безопасности по условиям прочности при эксплуатации самолётов в течение длительного периода. Приведены способы реализации эксплуатационной живучести и оценка экономической эффективности используемых методов контроля целостности авиационной конструкции. Рассматриваются возможные варианты применения мониторинга состояния, реализованные с помощью бортовых систем сбора данных.

В **параграфе 1.1** рассматривается общая схема поддержания летной годности по условиям прочности, сформированная на базе основных принципов обеспечения безопасности при длительной эксплуатации ВС.

В **параграфе 1.2** приведена оценка эффективности и стоимости применяемых обеспечительных мер и рассмотрены основные преимущества, которых можно достичь при использовании бортовой системы мониторинга (БСМ).

В **параграфе 1.3** рассмотрены перспективы использования систем мониторинга состояния в условиях лабораторного эксперимента, в

частности проанализирована возможность сокращения времени проведения натурных испытаний при своевременном обнаружении повреждений с помощью системы мониторинга.

В **параграфе 1.4** рассмотрены существующие и перспективные технологии, используемые в системах мониторинга.

В **параграфе 1.4.1** в качестве одной из основных компонент БСМ рассмотрены различные датчики, для использования которых в составе бортового измерительного комплекса сформулированы особые требования. Рассмотрены области применения основных типов датчиков, используемых для мониторинга состояния.

В **параграфе 1.4.2** представлены системы мониторинга, разрабатываемые для различных типов ЛА, которые проходили апробацию и были запущены в тестовую эксплуатацию. Множество рассмотренных систем условно разделено на две группы:

- системы, позволяющие проводить анализ фактической нагруженности элементов планера для оценки повреждаемости каждого экземпляра самолёта и индивидуальной корректировки плана технического обслуживания;
- системы, позволяющие проводить контроль целостности отдельных элементов планера, для снижения сложности процедуры технического обслуживания самолёта и оценки степени израсходования ресурса.

В **параграфах 1.5-1.8** приведен анализ разработки и применения систем обнаружения повреждений в элементах авиационных конструкций из металла и ПКМ по результатам измерения деформаций различными способами. В случае использования точечных датчиков (тензорезисторов и оптоволоконных датчиков деформации) рассматривается задача определения оптимальной схемы мест измерения деформаций для получения наиболее полной картины повреждения при помощи минимального количества измерительного оборудования. Анализ изменения НДС повреждённых элементов при этом проводится с помощью обработки эмпирических данных о размерах и расположении дефектов, теоретического исследования критических по усталости мест конструкции и использования МКЭ на базе различных САЕ-систем. Показано, что основную часть методов интерпретации данных, которые используются для обнаружения повреждений, составляют методы машинного обучения.

В **параграфе 1.9** приведен обзор литературных источников, посвящённых задачам расчетной оценки остаточной прочности конструкции с многоочаговыми повреждениями, которые характерны для критических мест фюзеляжных стыков.

В завершении главы (**параграф 1.10**) приведены выводы, на основе которых сформулирована цель работы и задачи исследования (**параграф 1.11**).

Глава 2 посвящена исследованию кинетики местного НДС фюзеляжных стыков среднемагистрального пассажирского самолёта расчетными и экспериментальными методами. Целью исследования являлась оценка площади элемента, на которой произошли наиболее значимые изменения деформаций при появлении повреждений, а также определение относительной наработки, при которой происходило изменение местного НДС.

В **параграфе 2.1** дано описание комплексного исследования продольных стыков, которое включало периодическую тензометрию стыков при испытаниях на усталость, углублённый анализ длительности развития трещин с помощью методов фрактографии и анализ кинетики НДС при усталостных повреждениях образцов посредством МКЭ.

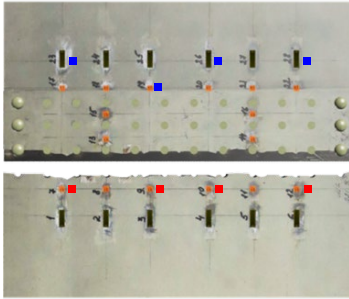
В **параграфе 2.1.1** дано описание испытанных образцов продольных стыков. Приведена программа нагружения и параметры исследуемых конструктивно-технологических вариантов заклепочного соединения с указанием мест наклейки датчиков.

В **параграфе 2.1.2** приведён анализ усталостных повреждений, полученный по изломам образцов продольных стыков методом фрактографии. В результате анализа дано качественное описание очагов усталостного разрушения, приведены данные о длительности роста трещин, полученные при обработке наиболее характерных зон исследуемых изломов.

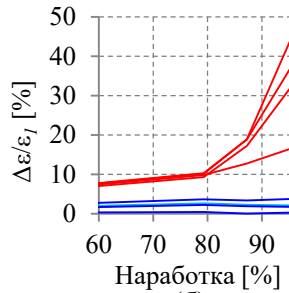
В **параграфе 2.1.3** рассмотрены результаты исследования кинетики местного НДС, полученные при испытаниях образцов продольных стыков на усталость (рисунок 2.1), из которых были сделаны следующие выводы:

- изменение показаний датчиков, расположенных на расстоянии более 10 см от повреждений, незначительно и составляло менее 5%;
- наиболее значимые изменения деформации были зарегистрированы в зоне, расположенной вблизи разрушения, и фиксировались при наработке равной 70-80% от полного количества циклов до разрушения образца, при этом видимых повреждений на конструкции зафиксировано не было.

В **параграфе 2.2** дано описание экспериментального исследования поперечных фюзеляжных стыков, включающее периодическую тензометрию с помощью тензодатчиков и тензометрию в реальном времени с помощью распределённых систем измерения деформаций типа Luna ODiSI 6104 (рисунок 2.2).



(a)



(б)

Рисунок 2.1 – Исследование кинетики деформаций продольных стыков в различных зонах соединения экспериментальным способом ((a) – внешний вид испытываемого образца; (б) – относительные изменения деформаций в повреждённой (красным) и в неповреждённой (синим) зонах конструкции стыков)

В параграфах 2.2.1-2.2.2 приведены данные об испытанных образцах поперечных фюзеляжных стыков, а также результаты исследования кинетики местных деформаций, полученные экспериментальным способом.

На основе результатов исследования поперечных стыков были сделаны следующие выводы:

- относительные изменения показаний датчиков, расположенных рядом с местом разрушения, значительно больше изменений показаний датчиков расположенных в неразрушенной зоне. Относительные деформации, зарегистрированные большей частью датчиков при периодической тензометрии, превысили 10% к моменту проведения последнего измерения. Основной причиной изменения величины деформаций в завершающей части испытаний являлось появление и рост визуально не обнаруживаемых усталостных трещин;
- местные деформации, фиксируемые непрерывно с помощью распределённой оптической системы, изменялись монотонно. Изменение знака прироста деформации происходило в отдельных точках, после того как величина деформации изменялась не менее чем на 25% относительно исходного значения.

В параграфе 2.3-2.3.2 приведены исходные данные и результаты расчетного анализа кинетики деформаций на поверхности соединений вблизи повреждений, полученные с помощью МКЭ. На рисунке 2.3 представлены НДС элементов стыка с многоочаговыми трещинами, соответствующие началу и концу испытаний. Расчетные значения деформаций использовались для определения зон, в которых местные

изменения НДС могли быть зафиксированы с помощью датчиков, а также для сравнения с результатами тензометрии.

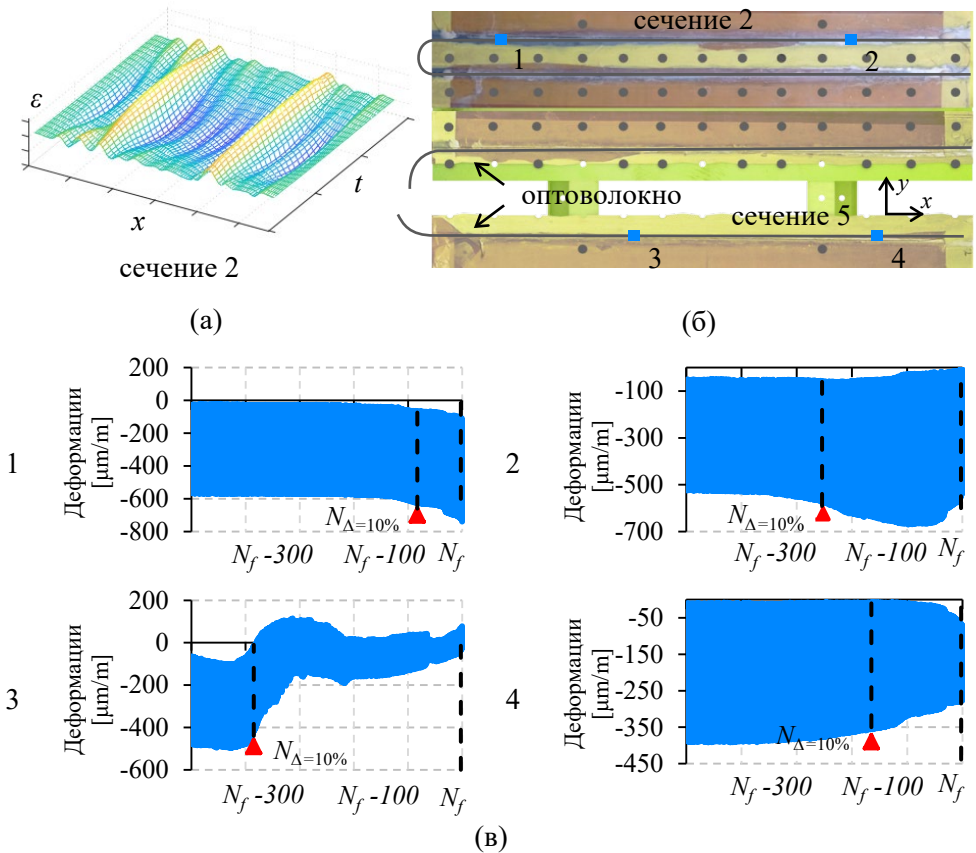
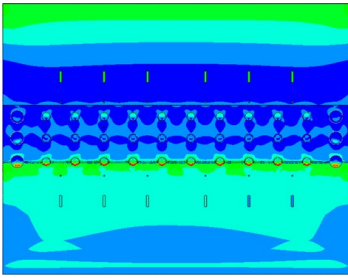
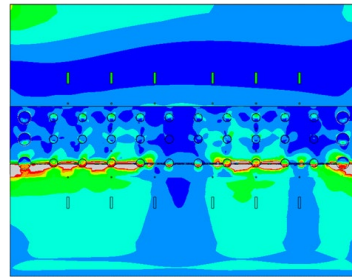


Рисунок 2.2 – Исследование кинетики местных деформаций поперечных стыков, полученная с помощью распределённой оптической системы ((а) – деформации, полученные в сечении 2, зарегистрированные в течение одного цикла нагружения; (б) – схема наклейки оптического волокна в области рядов заклёпок с точками, в которых приведена непрерывная запись деформаций; (в) – кинетика местных деформаций в двух точках сечения 2 и сечения 5; символом $\blacktriangle$ 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)



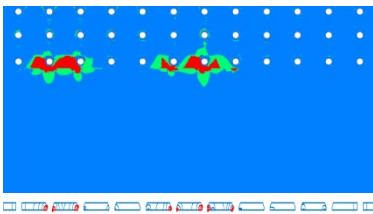
(a)



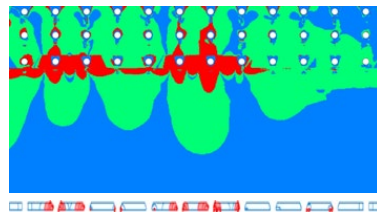
(б)

Рисунок 2.3 – НДС элементов стыка в начале (а) и в конце испытаний (б) с учетом зафиксированных усталостных трещин

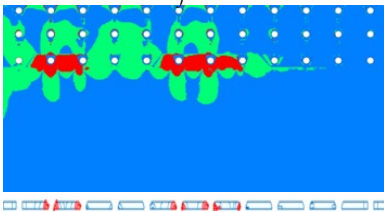
Кинетика НДС одного из исследуемых стыков приведена на рисунке 2.4 (цветом проиллюстрировано изменение поля деформаций относительно первоначального состояния).



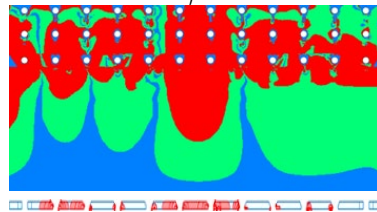
$$N = N_f - 19\,500$$



$$N = N_f - 5\,500$$



$$N = N_f - 14\,500$$



$$N = N_f$$

Рисунок 2.4 – Кинетика НДС стыка с многоочаговыми усталостными повреждениями, полученная с помощью МКЭ (синим, обозначены зоны, в которых произошли изменения деформации менее 5%, зеленым более 15%, красным более 30%; N_f – полное количество циклов до разрушения)

В параграфах 2.4-2.5 приведены выводы из анализа кинетики НДС, полученной экспериментальным и расчетным способами для продольных и поперечных фюзеляжных стыков.

Глава 3 посвящена описанию метода обнаружения повреждений в элементах конструкции фюзеляжных соединений на основе результатов тензометрии.

В **параграфе 3.1** приведена общая схема определения повреждений путём анализа местного НДС. Представлен перечень исходных данных, которые необходимо получить для мониторинга состояния элементов авиационной конструкции.

В **параграфе 3.2** приведена процедура обнаружения усталостных трещин в фюзеляжных стыках. В основе процедуры лежит определение схемы установки датчиков таким образом, чтобы появление в конструкции повреждений могло быть зафиксировано путём анализа относительного изменения деформаций – $\Delta\varepsilon/\varepsilon_1$, $\Delta\varepsilon$ – разность показаний тензодатчика при первой – ε_1 и последней – ε_m тензометрии $\Delta\varepsilon_{\%} = \varepsilon_m - \varepsilon_1$, m – количество проведенных измерений (ε_1 и ε_m определяются пересчетом или непосредственным измерением при одинаковых нагрузках). Для анализа относительного изменения деформации используется пороговое значение – ε_{th} , которое выбирается с учётом влияния различных факторов на показания датчиков при измерении деформации.

Оптимальная схема расположения датчиков устанавливается исходя из возможности использования одного датчика в исследуемом соединении шириной – b (значение b выбирается таким образом, чтобы на анализируемой части соединения располагалось целое количество отверстий под крепёж). Для этого предлагается проанализировать зависимость (1), которая связывает возможные варианты распределения трещин в критическом сечении соединения и границы области, в пределах которой можно установить датчик (рисунок 3.1) и найти её экстремальные значения – $\xi_1^* = \max(\xi_1)$ и $\xi_2^* = \min(\xi_2)$.

$$[\xi_1, \xi_2] = f(l_1, \dots, l_{2n}) \quad (1)$$

n – количество отверстий в критическом сечении части стыка шириной – b ; l_{2i} – длина трещины у i -го отверстия, $i=1, 2, \dots, n$; ξ_1, ξ_2 – границы области, в пределах которой датчиком могут быть зафиксированы повреждения ($\Delta\varepsilon_{\%} \geq \varepsilon_{th}$).

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

$$\begin{cases} f(l_1^*) = \xi_1^* \geq f(l) \quad \forall l \in \Omega, \\ f(l_2^*) = \xi_2^* \leq f(l) \quad \forall l \in \Omega, \end{cases} \quad (2)$$

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

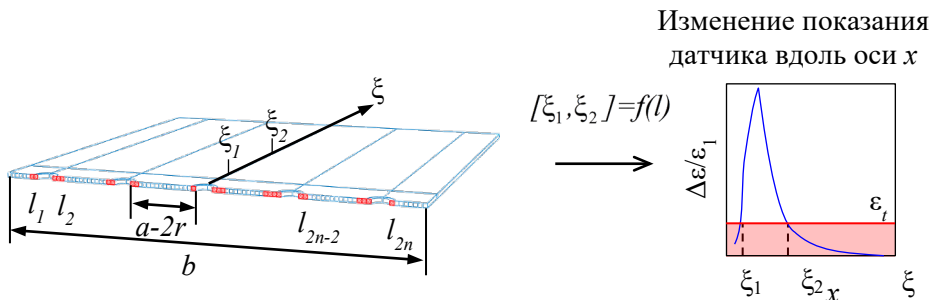


Рисунок 3.1 – Схема процедуры определения положения датчика для обнаружения многоочаговых трещин

Границы области, в пределах которой лежит значение аргумента функции (1), определяются на основе следующих предположений:

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

$$h = l_{\Sigma} - \sum_{i=1}^{2n} l_i = 0; \quad (3)$$

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.

$$\begin{aligned} g_i &= -l_i \leq 0, \quad \forall i=1, \dots, 2n; \\ g_j &= l_{2j} + l_{2j+1} - s + 2r \leq 0, \quad \forall j=1, \dots, n \end{aligned} \quad (4)$$

где s – расстояние между центрами отверстий; r – радиус отверстия

В параграфе 3.2.1 рассмотрен первый способ реализации представленной в п. 3.1 процедуры.

Решение задачи (2) разделено 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 (2). Для обучения ИНС использовались результаты расчета деформаций в повреждённой конструкции стыка МКЭ и информация о длинах и расположении трещин (рисунок 3.2 (а)). Поиск экстремумов ξ_1^* и ξ_2^* выполнялся методом имитации отжига. Возможность использования одного датчика для контроля стыка на выбранной ширине – b определялась из соотношения: $\xi_1^* < \xi_2^*$.

Формирование обучающего набора проводилось на основе базовой КЭ модели, которая в процессе накопления данных модифицировалась для воспроизведения повреждённых вариантов соединения.

Схема формирования зависимости (2) и её анализа для определения положения датчика приведена на рисунке 3.2 (б).

В параграфе 3.2.2 представлен второй способ реализации процедуры рассмотренной в п. 3.1.

Поиск экстремумов, показывающих возможные границы области установки датчика, вторым способом выполнялся без использования функции (2) в явном виде.

Оптимизация выполнялась по итерационной процедуре (рисунок 3.3 (а)), расчетный цикл которой состоял из формирования возможного варианта расположения трещин, расчета значения ξ_1 (или ξ_2) и проверки условия обнаружения экстремума. Вычислительные действия, проводились при этом различными приложениями и были связаны в единый расчетный процесс (рисунок 3.3 (б)).

В параграфе 3.3 рассмотрены преимущества и недостатки разработанных методов.

Показано, что при относительной простоте реализации процедуры, представленной в п. 3.2.1, количество расчетов для формирования зависимости (1) может быть в разы больше расчетов, необходимых для поиска экстремумов согласно алгоритму в п. 3.2.2.

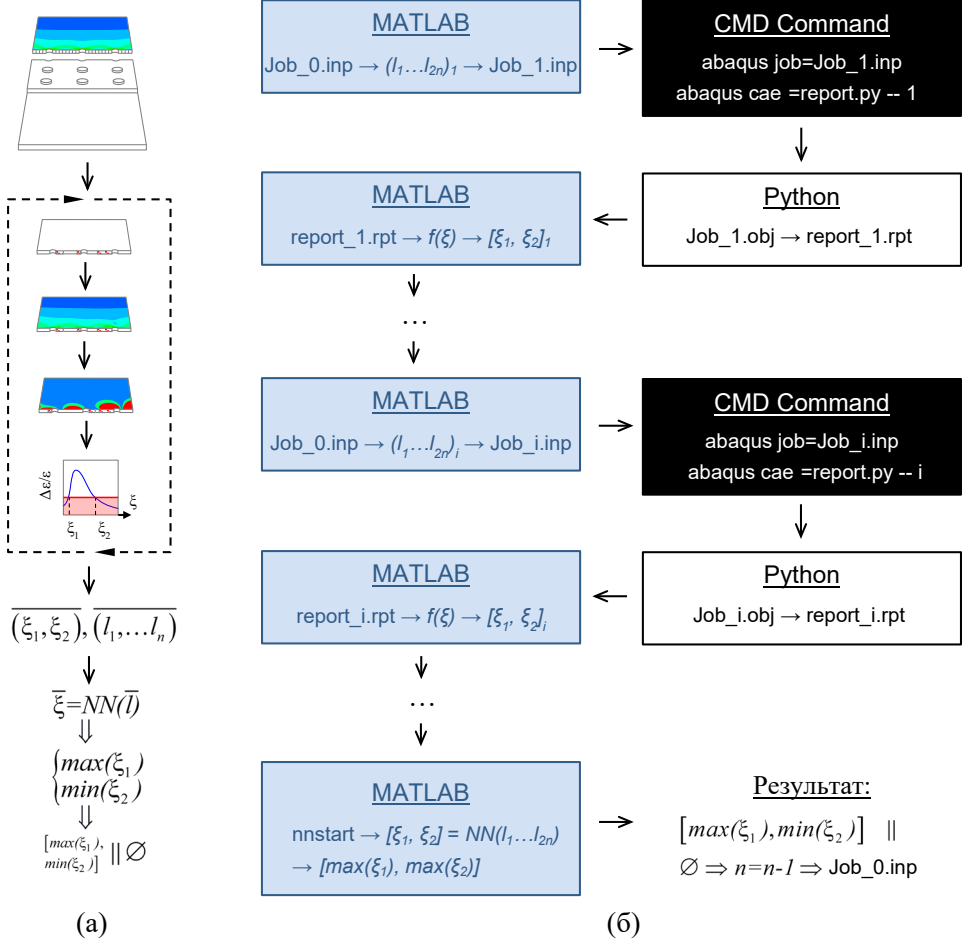


Рисунок 3.2 – Схема определения границ области установки датчика с помощью формирования нейросетевой аппроксимации ((а) – схема определения возможности контроля одним датчиком части соединения заданной ширины; (б) – программная реализация метода)

В параграфе 3.4 представлены результаты определения оптимальных мест установки датчиков для фюзеляжных стыков двух типов. Показано, 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.

В таблице 3.1 приведены параметры схем установки датчиков для рассмотренных соединений.

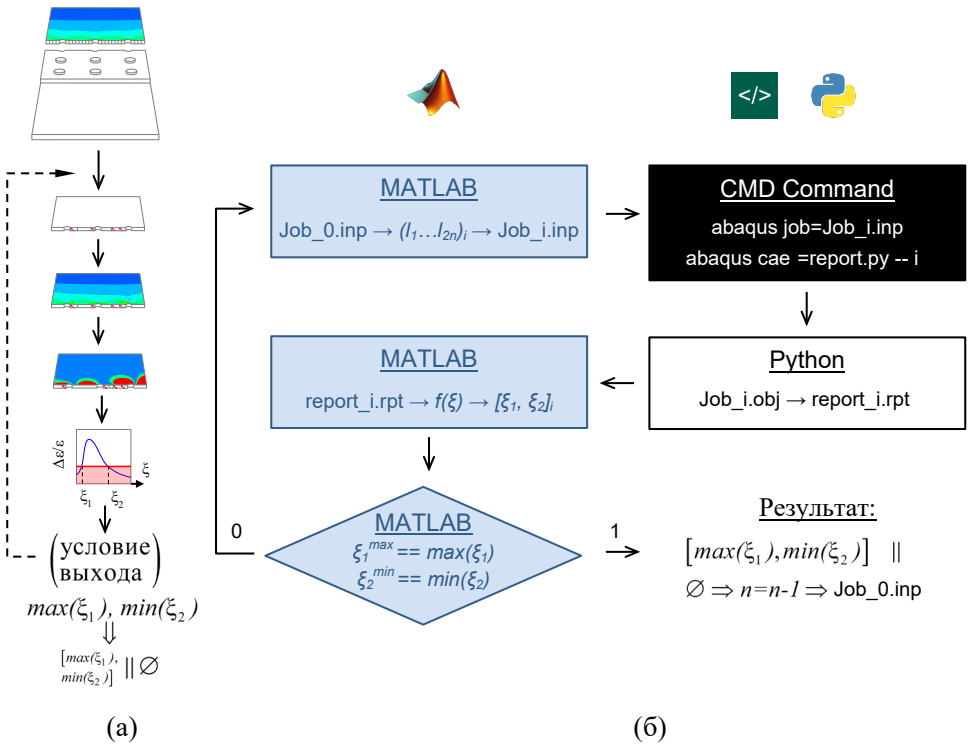


Рисунок 3.3 – Схема определения границ области установки датчика с помощью поиска экстремумов без использования функции (2) ((а) – схема определения возможности контроля одним датчиком части соединения заданной ширины; (б) – программная реализация метода)

В параграфе 3.5 приведены результаты обнаружения повреждений с помощью анализа тензометрии по приведённой схеме в образце поперечного стыка, подтверждённые с помощью визуального контроля после расклёпки соединения, которая проводилась после испытаний на усталость (рисунок 3.4).

Показано, что обнаруженные трещины имели многоочаговый характер и располагались в одном из двух наиболее нагруженных рядов в неразрушенном листе, при этом внешние признаки наличия повреждений до расклёпки отсутствовали.

В параграфе 3.6 приведены выводы главы 3.

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

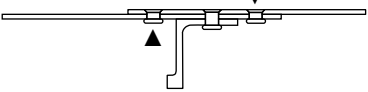
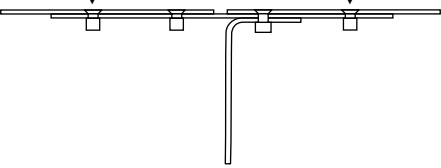
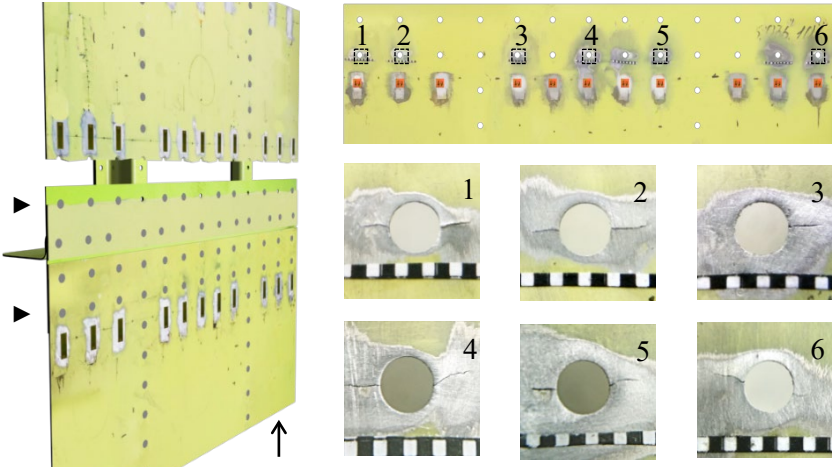
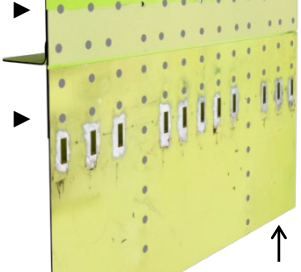
Схема соединения	Параметры схемы установки датчиков
	наружный/внутренний лист: наружная/внутренняя поверхность: 5 отверстий, $[max(\xi_1), min(\xi_2)] = [12.6; 16]$ мм
	наружный лист: наружная поверхность: 4 отверстия, $[max(\xi_1), min(\xi_2)] = [5; 13]$ мм внутренняя поверхность: 4 отверстия, $[max(\xi_1),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

Рисунок 3.4 – Результаты применения метода для продольных и поперечных фюзеляжных стыков

В главе 4 приведены рекомендации для определения значений параметров, используемых при обнаружении дефектов по результатам тензометрии согласно методу, рассмотренному в главе 3. Проведён анализ

влияния принимаемых допущений и параметров моделирования НДС с помощью МКЭ.

В **параграфе 4.1** приведены рекомендации для определения порогового значения относительного изменения деформации, которое используется для оценки степени изменения местного НДС при обнаружении повреждений (5). Превышение порогового значения свидетельствует об образовании трещин.

$$\varepsilon_{\%} = \left| \Delta\varepsilon / \varepsilon_1 \right| \cdot 100 \geq \varepsilon_{th} \quad (5)$$

где ε_{th} – пороговое значение относительной местной деформации, выбирается с учетом всех факторов, которые могут повлиять на измерение деформаций при одинаковых нагрузках.

Рассмотрено 2 подхода определения ε_{th} : детерминистический и эмпирический. При детерминистическом подходе оценивается суммарный вклад всех факторов, которые могут влиять на определение величины $\varepsilon_{\%}$. В условиях эксперимента множество этих факторов можно ограничить только влиянием погрешности измерения деформации и влиянием точности поддержания нагрузки.

При эмпирическом подходе по фактическим показаниям датчиков, которые получены при одинаковых значениях нагрузки в конструкции без повреждений, определяется возможное изменение значения $\varepsilon_{\%}$. На рисунке 4.1(а) показано относительное изменение деформации, соответствующее различной наработке (до появления трещин), полученное при испытаниях продольных стыков. Величина относительного изменения деформации, полученная осреднением показаний датчиков по каждому стыку, не превышала 4%. В разрабатываемом методе использовалось пороговое значение равное 10%.

На рисунке 4.1 (б) показана наработка, при которой показания датчиков изменились на 10% и большая по величине наработка, которая соответствует расчетному уровню остаточной прочности (N_{f-100}).

В **параграфе 4.2** рассмотрена процедура определения суммарной площади дефектов, которые принимаются безопасными и могут быть обнаружены с помощью анализа показаний при тензометрии. Для оценки размеров таких дефектов используется выражение (6), значение параметра α в котором определяется по площади усталостных трещин, значительно меньших трещин критического размера (рисунок 4.2).

$$\sigma_n = \alpha \sigma_{0.2}, \quad (6)$$

где σ_n – напряжения в сечении нетто, в котором находятся трещины; $\sigma_{0.2}$ – предел текучести материала; α – безразмерный коэффициент (для трещин

критического размера значения α , полученные при испытаниях различных конструкций на усталость, лежат в диапазоне 0.47–1).

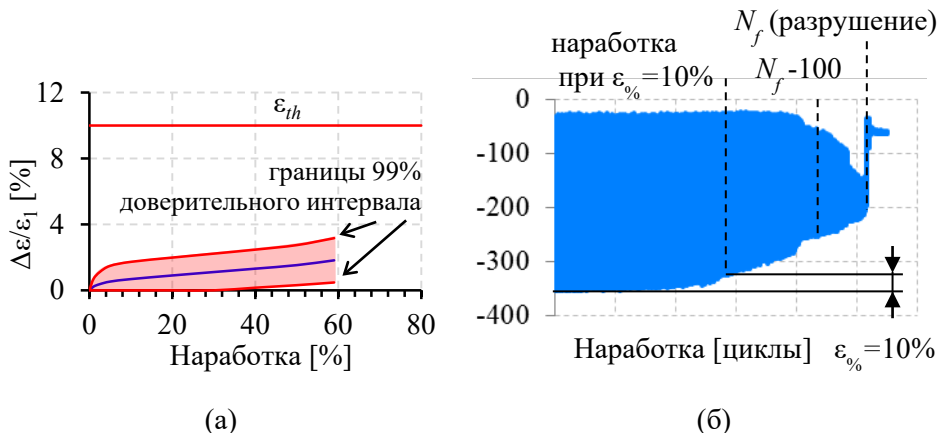


Рисунок 4.1 – Изменения показаний датчиков на различных этапах испытаний ((а) – кинетика деформаций при отсутствии повреждений; (б) – изменения местной деформации, полученной с помощью тензодатчика, перед разрушением; N_f – полное количество циклов до разрушения; N_f-100 – наработка конструкции за 100 циклов до разрушения)

Оценка величины параметра α проводилась в соответствии со следующими условиями:

- наработка между обнаруживаемым и критическим состоянием должна составлять не менее 100 циклов ($N(l_c) - N(l_s) > 100$);
- обнаруживаемые дефекты должны иметь низкую скорость роста ($V_l < 5 \text{ мкм/цикл}$, рисунок 4.2).

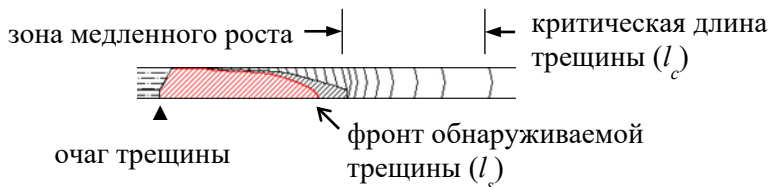


Рисунок 4.2 – Определение фронта усталостной трещины при оценке α

Значение α , определённое на основе статистической обработки результатов анализа изломов образцов продольных стыков (рисунок 4.3), составило 0.38.

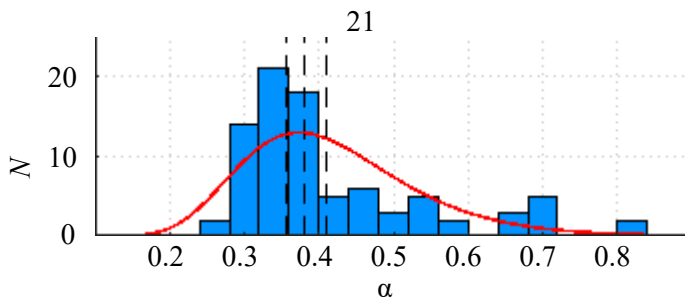


Рисунок 4.3 – Распределение безразмерного коэффициента α в зависимости от количества исследованных образцов

Суммарная площадь обнаруживаемых дефектов при известном значении α определялась с помощью выражения (7).

$$S_s = (1 - \beta - \sigma_n / \alpha \sigma_{0.2}) S_0 \quad (7)$$

где S_s – суммарная площадь обнаруживаемых дефектов; S_0 – площадь сечения листа; $\sigma_{0.2}$ – предел текучести материала; α – безразмерный коэффициент, определяемый на основе экспериментальных данных; β – отношение площади отверстий к площади сечения листа; σ_0 – номинальные напряжения.

С учетом характерных значений параметров типовых фюзеляжных соединений, уровня действующих напряжений и полученного значения α оценка S_s составила 20% от площади сечения брутто поврежденного листа.

В **параграфе 4.3** приведены результаты исследования параметров моделирования НДС и принимаемых допущений на результат определения схемы установки датчиков.

В **параграфе 4.3.1** представлено исследование дискретизации аргумента целевой функции, используемой для определения мест установки датчиков. 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. На рисунке 4.4 показан результат исследования точности определения одной из границ, полученный при использовании элементов разного размера при моделировании МКЭ.

Приведено условие, позволяющее выбрать шаг – Δl , при котором разбиение аргумента не оказывает значительного влияния на точность решения задачи.

В **параграфе 4.3.2** представлено исследование влияния размера сетки при расчете деформаций МКЭ. На основании результатов сравнения, полученных путём расчета моделей с различными вариантами сетки,

определен оптимальный размер элемента сетки близи рассматриваемого критического сечения конструкции стыка.

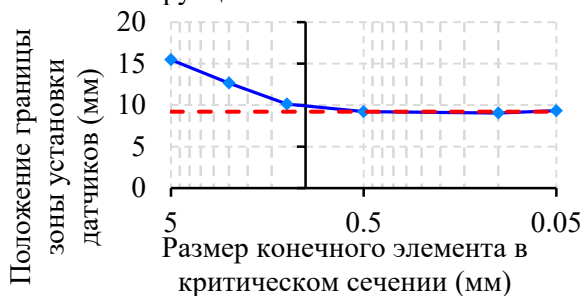


Рисунок 4.4 – Влияние размера конечного элемента на точность определения границы установки датчиков

В параграфе 4.3.3 представлены результаты исследования влияния формы трещин при определении деформаций МКЭ. При исследовании проводилось сравнение зон наибольшего изменения НДС в конструкции соединения с трещинами, имеющими прямоугольный фронт (такие трещины использовались при формировании зависимости (2)), и в конструкции соединения с трещинами, зафиксированными при испытаниях, которые имеют эллиптическую форму фронта, обусловленную изгибом листов.

Данные о типах, геометрических параметрах и распределении усталостных трещин были получены на основе анализа изломов испытанных образцов стыков и использовались при расчете деформаций МКЭ. В результате исследования было показано, что отличия зон, полученных путем моделирования НДС стыков с трещинами, которые имеют различную форму фронтов, не значительны (менее 5%) и не оказывают существенного влияния на результат решения задачи 2.

В параграфе 4.4 приведены результаты сравнения различных способов моделирования точечных связей для уменьшения времени расчета моделей соединений МКЭ (рисунок 4.5) при получении большого объема данных.

Показано, что применение упрощённых способов моделирования связей не оказывает значительного влияния на время расчета для рассмотренных схем соединения.

Для формирования исходных данных об изменении местного НДС при реализации метода обнаружения трещин с помощью датчиков деформации использовались два из четырёх рассмотренных способа моделирования связей ((а) и (б) рисунок 4.5).

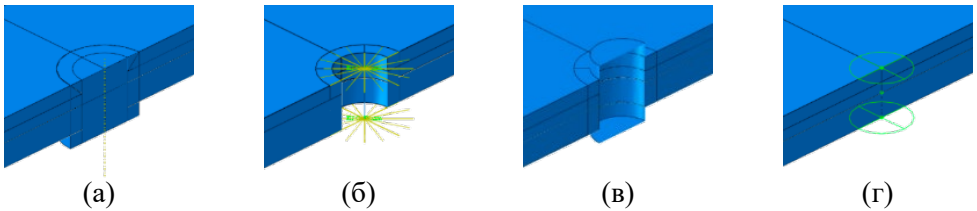


Рисунок 4.5 – Схемы моделирования точечных связей МКЭ ((а) – полное моделирование болта набором деформируемых конечных элементов с учетом контакта болта и листов соединения; (б) – моделирование болта упругим телом без контакта болта с краями отверстия внутри листа и жесткой или свободной связью между головкой/гайкой крепежа и листами соединения; (в) – моделирование болта с помощью жесткого недеформируемого элемента без головки; (г) – моделирование болта с помощью жесткой связи в местах расположения крепёжных элементов без отверстия)

В параграфе 4.5 приведены выводы главы 4.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ РАБОТЫ

Разработан метод обнаружения усталостных многоочаговых повреждений в конструкции фюзеляжных стыков авиационных конструкций, на основе мониторинга местного НДС посредством анализа данных тензометрии. Разработанный метод позволит до 30% уменьшить продолжительность ресурсных испытаний. Для использования данного метода в натурных испытаниях были получены следующие результаты:

- 1 Экспериментально подтверждена эффективность обнаружения повреждений по результатам тензометрии в испытаниях на усталость авиационных конструкций с типовыми стыками;
- 2 Разработан метод определения оптимальной схемы тензометрии, для мониторинга состояния стыков при испытаниях на усталость. Показано, что оптимальной для типового стыка транспортного самолёта является установка не менее одного датчика вблизи четырех отверстий;
- 3 Разработан метод моделирования НДС элементов типовых стыков авиаконструкций, учитывающий различные варианты возникающих усталостных повреждений, обеспечивающий необходимые данные для построения ИНС;
- 4 Предложен и экспериментально обоснован метод оценки целостности конструкции фюзеляжных стыков авиаконструкций. Определенное по предложенному методу значение суммарной площади многоочаговых усталостных трещин составляет 20% от площади сечения брутто повреждённого листа;
- 5 Разработаны рекомендации для численного определения параметров метода обнаружения многоочаговых трещин авиаконструкций в условиях лабораторных испытаний. Показано, что допущения, принимаемые при моделировании местного НДС с помощью МКЭ не оказывают существенного влияния на полученные расчетным способом результаты.

Основные результаты диссертации опубликованы в 21 печатной работе, 6 из которых являются изданиями, рекомендованными ВАК РФ, 8 работ размещены в изданиях, индексируемым различными реферативными базами данных (Scopus, Springer).

Публикации в изданиях ВАК РФ:

- 1 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. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-1-I-57-63 (РИНЦ, ВАК, SCOPUS)
- 2 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. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-2-42-47 (РИНЦ, ВАК, SCOPUS)
- 3 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. DOI: 10.36652/0042-4633-2020-5-13-19 (РИНЦ, ВАК)
- 4 Свирский, Ю. А. Приближенный метод решения упруго пластической задачи / Ю. А. Свирский, Баутин А. А., Лукьянчук А. А., Басов В. Н. // Вестник МАИ. — 2020. — Т. 27. — № 2. — с. 61-70. DOI: 10.34759/vst-2020-2-61-70 (РИНЦ, ВАК)
- 5 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. DOI: 10.34759/vst-2020-4-81-91 (РИНЦ, ВАК)
- 6 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. DOI: 10.26896/1028-6861-2023-89-5-56-63 (РИНЦ, ВАК, SCOPUS)

Дополнительный перечень публикаций размещённых в наиболее авторитетных реферативных базах данных:

- 7 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. ISBN 978-393218288-4 (РИНЦ, SCOPUS)
- 8 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. DOI: 10.1007/978-3-030-39216-1_17. (SCOPUS)
- 9 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.
- 10 Gadolina, I. Markov matrixes for random sequences imitation in fatigue testing and design in the / I. Gadolina, R. Voronkov, A. Bautin, I. Serebrjakova, A. Erpalov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. — 2020. — Vol. 972. — Is. 1. DOI: 10.3103/S1068798X2008016X. (SCOPUS)
- 11 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, 2021 DOI:10.1088/1757-899X/1023/1/012011. (SCOPUS)
- 12 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. DOI: 10.1007/978-3-030-64908-1_7 (SCOPUS)
- 13 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. ISBN 978-393218291-4 (SCOPUS)
- 14 Svirskiy, Yu. A. Methods of Modern Aircraft Structural Health Monitoring and Diagnostics of Technical State / Yu. A. Svirskiy, A. A. Bautin, L. Papic. — Cham: Springer, 2017. — PP. 1-29. DOI: 10.1007/978-3-319-65497-3_1. (монография, РИНЦ, Springer)