

НАЦИОНАЛЬНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

На правах рукописи

КАРАН ЕВГЕНИЙ ВАЛЕНТИНОВИЧ

УДК 629.735.015.4:620.179.1(042.3)

**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ С
МНОГООЧАГОВЫМ ПОВРЕЖДЕНИЕМ**

Специальность 05.07.02 – проектирование, производство и испытание
летательных аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
Игнатович Сергей Ромуальдович
доктор технических наук, профессор

Киев – 2016

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	5
ВВЕДЕНИЕ	6
РАЗДЕЛ 1. ПРОБЛЕМА МНОГООЧАГОВОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ	
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ	
ИССЛЕДОВАНИЯ	
15	15
1.1. Проблема многоочагового повреждения стареющего парка самолётов	15
1.2. Методы и модели для определения ресурсных характеристик авиационных конструкций при многоочаговом повреждении	23
1.3. Подходы к прогнозированию наработки до образования усталостных трещин в авиационных конструкциях с множественными отверстиями	30
1.4. Рост усталостных трещин при многоочаговом повреждении авиационных конструкций	33
1.5. Цель и задачи настоящего исследования	41
РАЗДЕЛ 2. МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ	
ИССЛЕДОВАНИЙ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА Д16АТ	
46	46
2.1. Лабораторные образцы и модельные элементы конструкции с множественными концентраторами напряжений	46
2.1.1. Материалы и образцы для исследования многоочагового усталостного повреждения	46
2.1.2. Методика подготовки образцов для исследования	49
2.2. Оборудование для испытаний на усталость	50
2.3. Программа экспериментальных исследований	52
2.4. Методика регистрации и измерения длины усталостных трещин	55

2.5. Методика представления экспериментальных данных по кинетике роста усталостных трещин	60
Выводы по Разделу 2	63

РАЗДЕЛ 3. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ

ИССЛЕДОВАНИЙ МНОГООЧАГОВОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫХ И МОДЕЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ	64
---------------------------------------------------------------------------------	----

3.1. Статистические показатели циклической наработки до образования начальных усталостных трещин	64
3.2. Стадии многоочагового повреждения лабораторных и модельных образцов	72
3.3. Кинетические диаграммы усталостного разрушения при многоочаговом повреждении сплава Д16АТ	78
Выводы по Разделу 3	86

РАЗДЕЛ 4. МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РЕСУРСА

АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ МНОГООЧАГОВОМ ПОВРЕЖДЕНИИ НА ОСНОВАНИИ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	88
--------------------------------------------------------------------------------------------------	----

4.1. Эмпирическая модель кинетики роста усталостных трещин для алюминиевых сплавов	88
4.1.1. Обобщённая зависимость между коэффициентами C и m уравнения Пэриса для авиационных алюминиевых сплавов	88
4.1.2. Точка фокуса для кинетических диаграмм усталостного разрушения. Модифицированное уравнение Пэриса	93
4.1.3. Статистическое распределение параметра m кинетической диаграммы усталостного разрушения алюминиевых сплавов	96

4.2. Исходные предпосылки для построения математической модели многоочагового повреждения на основании метода Монте-Карло	102
4.3. Интерфейс программы и методика проведения численного эксперимента	109
4.4. Результаты численного моделирования множественного повреждения и их трактовка	111
Выводы по Разделу 4	119
ОБЩИЕ ВЫВОДЫ	121
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	123
ПРИЛОЖЕНИЕ	137

ПЕРЕЧЕНЬ УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АК	–	авиационная конструкция
АП	–	авиационные правила
АТ	–	авиационная техника
БУП	–	безопасность по условиям прочности
ВС	–	воздушное судно
ЗПД	–	зона пластической деформации
КДУР	–	кинетическая диаграмма усталостного разрушения
КИН	–	коэффициент интенсивности напряжений
КЭ	–	конструктивный элемент
ЛА	–	летательный аппарат
МО	–	математическое ожидание
МОС	–	методы определения соответствия
НК	–	неразрушающий контроль
СКО	–	среднеквадратическое отклонение
СРТ	–	скорость роста трещины
ТС	–	техническое состояние
AAWG	–	airworthiness assurance working group (рабочая группа по обеспечению лётной годности)
ARAC	–	aviation rulemaking advisory committee (консультативный комитет по разработке авиационных правил)
EIFS	–	equivalent initial flaw size (эквивалентный начальный размер дефекта)
FCL	–	fatigue critical locations (критические зоны усталости)
MED	–	multiple element damage (многоэлементное повреждение)
MSD	–	multiple site damage (многоочаговое повреждение)
SHM	–	structural health monitoring (мониторинг технического состояния)
TTCI	–	time to crack initiation (время до образования трещины)
WFD	–	widespread fatigue damage (обширное усталостное повреждение)

ВВЕДЕНИЕ

Проблемы обеспечения целостности воздушных судов (ВС) при проектировании и сохранения их лётной годности в эксплуатации являются актуальной с учётом тенденции к увеличению ресурсов авиационных конструкций. Возрастающий парк самолётов с большим налётом (стареющий парк) особенно подвержен проявлению деградиационных процессов (усталости и коррозии), и представляет собой особую категорию авиационной техники (АТ), к обслуживанию и восстановлению которой необходимы специальные подходы.

В авиации проблема усталостного ресурса – наработки в эксплуатации до предельного состояния, которое определяется критериями усталостной прочности, связана с накоплением усталостных повреждений и разрушением конструкций от усталостных трещин. Например, разрушение в 1988 г. верхней панели обшивки фюзеляжа Boeing 737-200 авиакомпании Aloha Airlines (более 80000 полётных циклов) произошло вдоль ряда заклёпочного соединения из-за наличия усталостных трещин у отверстий под заклёпки. Это событие обозначил проблему многоочагового повреждения (multiple site damage – MSD). Суть заключается в том, что остаточная прочность конструкции с наличием большого количества концентраторов напряжения (отверстия под заклёпки) не определяется длиной единичной, изолированной трещины, а зависит от совокупности дефектов в заклёпочном соединении [14].

В настоящее время в мировой практике мероприятий по сохранению лётной годности ВС стареющего парка по критериям усталостной прочности обозначились основные направления решения проблемы MSD [14]. Одним из ключевых направлений является прогнозирование разрушения конструкций с заклёпочными соединениями с учётом процессов образования, распространения и объединения усталостных трещин.

Реализация данного направления предусматривает проведение комплекса научных исследований, базирующихся на теоретических и экспериментальных положениях механики усталостного разрушения. Принимая во внимание большое

количество источников усталостного повреждения в заклёпочных соединениях конструкции ВС, а также случайную природу разрушения, прогнозирование предельных состояний должно осуществляться в вероятностном аспекте.

Проблема усталости металлов и сплавов является многогранной. Разнообразные аспекты прочности металлических материалов при циклическом нагружении раскрыты в работах Л.Р. Ботвиной, В.С. Ивановой, В.П. Когаева, С. Коцаньда, К. Миллера, С. Мэнсона, С.В. Серенсена, Л.А. Сосновского, М.Н. Степнова, В.А. Стрижало, В.Ф. Терентьева, В.Т. Трощенко, П. Форреста, А.А. Шанявського и др. Вопросы распространения усталостных трещин отражены в работах Т.Р. Гюрни, Т. Каназавы, К. Кобаяши, А.Я. Красовского, Я. Немеца, О.П. Остаха, В.В. Панасюка, П. Пэриса, К. Танаки, Ф. Эрдогана и др.

Однако, несмотря на многолетние всесторонние исследования проблемы усталости, целый ряд аспектов, имеющих практическое значение, остаются недостаточно полно раскрытыми. К таким проблемным вопросам относятся случайная природа образования усталостных трещин и случайный характер их роста.

Прогнозирование наработки до образования усталостных трещин имеет огромное значение для обоснования безопасного ресурса авиационных конструкций. Вероятностные характеристики статистического распределения такой наработки позволяют обоснованно продлевать ресурс ВС, что нашло отражение в нормативных методологиях ведущих производителей АТ, например концерна Boeing [18].

Прогнозирование случайного роста усталостных трещин имеет фундаментальное значение при обосновании ресурсов ВС, особенно стареющего парка, спроектированных и эксплуатирующихся в рамках концепции допустимого повреждения. Поведение трещин во времени определяет реализацию оптимальных программ осмотров и контроля технического состояния, направленных на предотвращение снижения остаточной прочности конструкций ниже предельно допустимого уровня.

Решению данных проблемных задач посвящена настоящая диссертационная работа.

Главный научный результат работы – новое решение научно–технической задачи прогнозирования ресурса авиационных панельных конструкций при многоочаговом повреждении в заклёпочном соединении. Данная задача решена путём научного обоснования и разработки нового метода численного моделирования процессов образования и роста усталостных трещин в конструкциях с отверстиями из алюминиевого сплава Д16АТ с учётом экспериментально установленных закономерностей.

Актуальность темы диссертации состоит в том, что решена актуальная в научном и практическом плане задача прогнозирования ресурса авиационных конструкций из алюминиевого сплава Д16АТ с заклёпочными соединениями при многоочаговом повреждении.

Связь работы с научными программами, планами, темами. В основу диссертации положены результаты экспериментальных и теоретических исследований, полученных соискателем при работе над госбюджетными темами: № 666-ДБ10 «Прогнозирование предельного состояния элементов авиационных конструкций по параметрам деформационного рельефа поверхностного слоя», (№ госрегистрации 0110U000219), срок выполнения: 2010 – 2012 гг.; № 861-ДБ13 «Метод мониторинга выработки ресурса воздушных судов с использованием инструментальных средств контроля усталостного повреждения», (№ госрегистрации 0113U000080), срок выполнения 2007 – 2009 гг., которые выполнялись согласно тематическим планам НИР Министерства образования и науки Украины.

Цель исследования. Научное обоснование и разработка метода прогнозирования ресурсу авиационных конструкций на основе численного моделирования многоочагового повреждения заклёпочных соединений методом Монте-Карло.

Для достижения поставленной цели в работе были решены следующие **задачи**.

1. Разработать методику циклических испытаний плоских образцов с множественными концентраторами напряжения в виде отверстий.
2. Разработать методику непрерывной регистрации и измерения размеров усталостных трещин на образце в процессе его нагружения.
3. Провести экспериментальные исследования на усталость образцов с множественными концентраторами и модельных образцов с заклёпочным соединением внахлёт и получить данные о сопротивлении алюминиевого сплава Д16АТ многоочаговому повреждению.
4. На основании экспериментальных исследований определить статистическое распределение и числовые характеристики циклической наработки до образования усталостных трещин в испытываемых образцах в зависимости от действующих напряжений, определить влияние заклёпочного соединения на усталостную прочность образцов с множественными концентраторами.
5. На основании экспериментальных исследований построить обобщённую кинетическую диаграмму усталостного разрушения для алюминиевого сплава Д16АТ. Определить коэффициенты уравнения Пэриса для усталостных трещин в испытанных образцах.
6. На основании полученных экспериментальных данных по кинетике роста усталостных трещин установить взаимосвязь между коэффициентами m и C уравнения Пэриса и определить статистические показатели для значений данных коэффициентов.
7. Разработать эмпирическую модель кинетики роста усталостных трещин, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса и описывает случайный рост трещин в алюминиевых сплавах.
8. На основании полученных экспериментальных данных разработать математическую модель, соответствующее алгоритмическое и программное обеспечение для численного моделирования многоочагового повреждения заклёпочных соединений авиационных конструкций из алюминиевых сплавов.

9. Произвести проверку и оценку точности разработанного метода численного моделирования многоочагового повреждения для прогнозирования ресурса авиационных конструкций с заклёпочными соединениями.

Объект исследований – процесс множественного усталостного повреждения авиационных конструкций с заклёпочными соединениями.

Предмет исследований – характеристики образования и распространения усталостных трещин в элементах обшивки летательных аппаратов с отверстиями под заклёпки.

Методы исследований – проведённые в работе исследования базируются на методах механики усталостного разрушения, численного моделирования, механики трещин, физических основ оптической микроскопии, методах математической статистики и регрессионного анализа, методах неразрушающего контроля и обработки изображений. При экспериментальных исследованиях использовались методы проведения испытаний на усталость и цифровой фотосъёмки. При проведении измерений и обработки данных использовались методы автоматического управления, программирования, компьютерных технологий.

Научная новизна полученных результатов.

В диссертации впервые получены следующие научные результаты:

1. Экспериментально установлена линейная зависимость между коэффициентами уравнения Пэриса в полулогарифмических координатах для сплава Д16АТ, которая согласуется с аналогичными данными для зарубежных авиационных алюминиевых сплавов.

2. Теоретически обосновано и экспериментально подтверждено, что при линейной зависимости между коэффициентами уравнения Пэриса кинетические диаграммы усталостного разрушения для разных трещин должны пересекаться в одной точке (точке фокуса). Выдвинуто предположение, что координаты точки фокуса являются общими для различных типов материалов (алюминиевых сплавов, сталей и т.п.). Определены координаты точки фокуса для алюминиевых

сплавов на основании собственных исследований и статей на основании данных из литературных источников.

3. Впервые предложена эмпирическая модель кинетики роста усталостных трещин, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса. Данная модель может применяться для статистического описания кинетики роста усталостных трещин в различных материалах, в частности, в сталях и алюминиевых сплавах.

4. Разработан и апробирован новый метод прогнозирования ресурса авиационных конструкций на основе проведенного численного эксперимента при многоочаговом повреждении заклепочных соединений с учетом экспериментально установленных закономерностей образования и роста усталостных трещин в алюминиевом сплаве Д16АТ.

Практическое значение полученных результатов.

1. Разработанное методическое обеспечение экспериментальных исследований образования и распространения усталостных трещин в плоских образцах с множественными концентраторами и с заклёпочным соединением обшивки самолётов позволяет получать данные о поведении достаточно большого количества трещин на одном образце непосредственно в процессе циклического нагружения без прерывания эксперимента.

2. Разработанная эмпирическая модель кинетики роста усталостных трещин, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса, позволят моделировать случайный рост трещин в зависимости от статистического распределения только одного параметра – показателя степени m . Данная модель может использоваться при решении практически важных задач прогнозирования случайного роста усталостных трещин в конструкциях их алюминиевых сплавов.

3. Разработанная компьютерная модель на основании метода Монте-Карло, соответствующее алгоритмическое, программное и методическое обеспечение позволяет эффективно проводить численный эксперимент по моделированию многоочагового повреждения авиационных конструкций с заданными параметрами заклёпочных соединений. Это позволит оперативно

получать адекватную информацию о предельном состоянии конструкций и определять их ресурсные характеристики.

Результаты диссертационной работы, а именно: экспериментальные данные по кинетике роста усталостных трещин из отверстий под заклёпки в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ и методика численного эксперимента многоочагового повреждения внедрены на ГП «АНТОНОВ» и используются при оценке остаточной прочности элементов конструкций с многоочаговыми усталостными повреждениями.

Результаты экспериментальных исследований многоочаговой поврежденности алюминиевых сплавов и методика прогнозирования ресурса при многоочаговом повреждении заклёпочных соединений авиационных конструкций используются в учебном процессе кафедры конструкции летательных аппаратов Национального авиационного университета при чтении курса лекций по дисциплине «Ресурс и долговечность авиационной техники».

Личный вклад соискателя.

В получении научных и практических результатов, которые изложены в диссертационной работе, вклад соискателя состоит в самостоятельном выполнении теоретической и экспериментальной частей работы, а также интерпретации полученных результатов. Автором самостоятельно получены основные положения, которые вынесены на защиту: метод прогнозирования предельного состояния обшивки ЛА при многоочаговом повреждении, зависимости между параметрами кинетической диаграммы усталостного разрушения S и m , влияние заклёпки на характеристики усталостной долговечности, методики регистрации и измерения множества трещин возникших при нагружении алюминиевых образцов с множественными отверстиями.

В исследованиях, представленных в публикациях в соавторстве, соискателем выполнены:

– разработка методики регистрации и измерения длин трещин и проведены экспериментальные исследования;

- усталостные испытания с непрерывным мониторингом усталостных трещин в образцах с отверстиями и образцах с заклёпками при максимальном действующем напряжении и цикле 80, 100 и 120 МПа;
- разработка модели численного эксперимента для прогнозирования предельного состояния АК при многоочаговом повреждении;
- исследования по определению зависимости между параметрами S и m кинетической диаграммы усталостного разрушения;
- исследования влияния заклёпочного соединения на усталостную долговечность.

Из работ, выполненных в соавторстве, в диссертации приведены только те результаты, которые были получены лично соискателем.

Апробация результатов диссертации.

Основные положения и результаты работы были представлены на XII Международной научно-практической конференции студентов и молодых учёных «ПОЛЁТ», г. Киев, 2012 г.; Научно-технической конференции студентов и молодых учёных «Наукоёмкие технологии», г. Киев, 2012 г.; Международной Научно-технической конференции «Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций», г. Киев, 2013 г.; XVIII Международном конгрессе двигателестроителей, Харьков – Рыбачье, 2013 г.; XI и XII Международных научно-технических конференциях «АВИА-2013», «АВИА-2015» г. Киев, 2013-2015 гг.; Международной конференции «Повреждение материалов при эксплуатации, методы его диагностирования и прогнозирования», г. Тернополь, 2015 г.

Публикации.

По теме диссертации опубликовано 20 научных работ, среди которых 9 публикаций в профильных изданиях, 3 в изданиях которые входят в международную наукометрическую базу SCOPUS и 8 публикаций материалов докладов на международных научно-технической конференция.

Структура и объем диссертации.

Диссертация состоит из введения, 4 разделов, выводов, списка использованных источников и приложения. Список использованных источников составляет 116 наименований. Общий объем диссертации составляет 139 страниц, в том числе основного текста диссертации 106 страниц. Всего в работе 61 иллюстрация и 23 таблицы.

РАЗДЕЛ 1

ПРОБЛЕМА МНОГООЧАГОВОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1. Проблема многоочагового повреждения стареющего парка самолётов

Сочетание факторов внешней нагрузки и окружающей среды, человеческого фактора и экономических требований определяют стратегию эксплуатации ЛА, показатели их надёжности и ресурса.

Ресурсом называется суммарная наработка объекта от начала его эксплуатации или её возобновления после ремонта до перехода в предельное состояние [1].

Ресурс авиационных конструкций может измеряться количеством лётных часов, количеством циклов взлётов/посадок и не должен превышать как допустимую наработку в эксплуатации по условиям выносливости конструкции, так и допустимую наработку с учётом живучести.

Технический ресурс является показателем долговечности, характеризующий запас возможной наработки объекта. В зависимости от того, как выбирают начальный момент времени, в каких единицах измеряют продолжительность эксплуатации, и что понимают под предельным состоянием, понятие ресурса получает различное толкование [2].

Ресурсными характеристиками силовой конструкции планера ВС являются [3]:

- наработка до появления усталостных трещин, характеризующая способность конструкции сопротивляться появлению таких дефектов;
- наработка от момента появления трещины до достижения критического размера, при котором конструкция теряет требуемую несущую способность. Данная характеристика характеризует способность конструкции сохранять требуемую прочность при появлении и развитии трещин.

Обоснование ресурса производится на двух этапах жизненного цикла ВС: этапе проектирования и этапе эксплуатации ЛА [4].

С каждым годом растёт количество ВС, наработка которых приближается к исчерпыванию ресурса или даже превышает его. Такие самолёты относятся к стареющему парку, и становится острой проблема эксплуатации стареющего парка ВС. От производителей авиационной техники (АТ) и её эксплуатантов требуется поддерживать и расширять срок использования авиационных конструкций (АК) за пределы первоначально спроектированного ресурса путём внедрения специальных программ технического обслуживания. Эти программы включают непрерывные осмотры АК и систем, которые отличаются по объёму и содержанию в зависимости от типа самолёта и профиля задач.

Для наиболее полного использования ресурсных возможностей АК, особенно стареющего парка ВС, проектирование и эксплуатация АТ реализуется в рамках концепции допустимого повреждения [3]. Концепция допустимого повреждения основана на том, что дефекты всегда существуют как в новых, так и конструкциях, которые эксплуатируются. Исходя из этого, заранее предусматривается возможность повреждения и/или разрушения какого-либо элемента и при проектировании предусматривается, чтобы эти разрушения не привели к потере работоспособности всей конструкции [5,6]. В данной концепции при обеспечении безопасности полётов ВС допускается появление и распространение усталостных трещин до достижения ими допустимой длины в различных зонах планера или авиадвигателя [7] при этом необходим мониторинг и оценка текущего технического состояния ВС [8].

Проблема обеспечения усталостного ресурса АК – наработки в эксплуатации до предельного состояния, определяемого критериями усталостной прочности, тесно связана с катастрофическими событиями самолётов Comet и Boeing 737 [9-11].

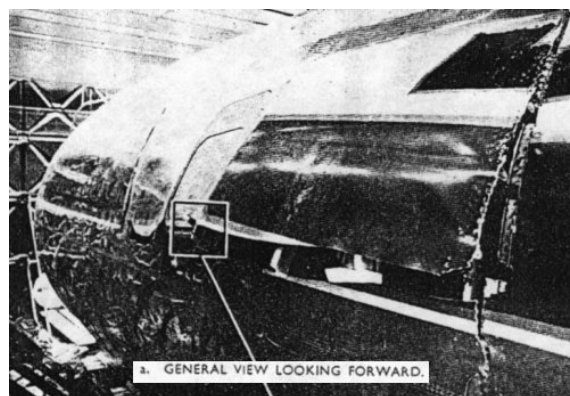
После катастрофы самолёта Comet I (1954) интенсивного исследования набирает проблема усталостного разрушения авиационных конструкций из-за негативного её влияния на срок службы ЛА. Острой стала необходимость

всестороннего учёта эксплуатационной нагруженности элементов конструкции, а так же необходимость углублённого изучения эффекта концентрации напряжений вокруг отверстий и вырезов. Было сосредоточено внимание на повышении эффективности выявления трещин методами НК. Принятые мероприятия позволили существенно увеличить верхний порог ресурсов авиационной техники – 1290 полётных циклов до разрушения Comet I (British Overseas Aircraft Company (BOAC) de Havilland) и более чем 80000 полётных циклов для Boeing 737-200 (Aloha Airlines) [12].

Верхняя панель обшивки фюзеляжа Boeing 737-200 (рис.1.1) была разрушена вдоль ряда заклёпочного соединения из-за наличия усталостных трещин у отверстий под заклёпки. Анализ причин этого события обозначил проблему так называемого многоочагового повреждения (MSD) [13]. Проблема MSD характерна для элементов конструкций с наличием большого количества концентраторов напряжений (отверстий под заклёпки), появление трещин в которых, вызывает перераспределение напряжения вдоль сечения и требует учёта влияния трещин друг на друга [14].



а



б

Рис. 1.1. Разрушение обшивки фюзеляжа самолётов Boeing от многоочагового повреждения заклёпочных соединений. Авиакомпания Aloha Airlines, рейс 243 (а) и British Overseas Aircraft Company (BOAC) de Havilland, борт G-ALYP (б)

Необходимо учитывать ещё тот факт, что даже небольшая по размерам трещина a_d , образовавшаяся у края отверстия, модифицируется как более длинная с учётом диаметра отверстия: $a_{mc} = D + 2a_d$ (рис.1.2а). Это приводит к

существенному сокращению периода роста трещин и, соответственно к уменьшению реального ресурса конструкции (рис.1.2в) [12].

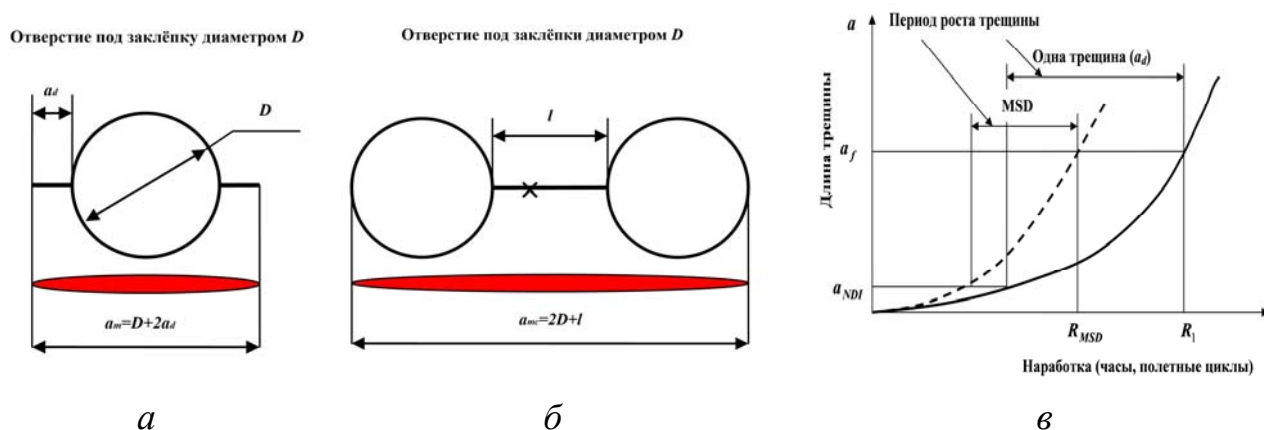


Рис. 1.2. Схема влияния MSD на прочность конструкции: формирование трещины с модифицированной длиной a_m (а, б) и влияние MSD на ресурс (в).

a_d – длина обнаруженной трещины; a_{NDI} – минимальная длина трещины, регистрируемая методами НК; a_f – критическая длина трещины; R_1 – ресурс конструкции с учётом одной трещины; R_{MSD} – ресурс конструкции при MSD

Две небольшие по размерам трещины, образовавшиеся у соседних отверстий и растущие навстречу друг другу, могут объединиться и привести к разрушению перемычки между отверстиями (рис. 1.2б). В этом случае формируется дефект достаточно большого размера ($a_{mc} = 2D + l$), который приведёт к перераспределению напряжений в несущем сечении и может способствовать ускоренному разрушению заклёпочного соединения.

Также возможна неблагоприятная ситуация, когда повреждения (трещины у отверстий, разрушенные перемычки) случайным образом располагаются вблизи друг от друга, что может привести к внезапному лавинообразному разрушению конструкции с его распространением на соседние элементы [14].

Многоочаговое повреждение АК с заклёпочными соединениями преимущественно проявляется на ВС с достаточно большими сроками эксплуатации. Следует отметить, что данная проблема стала определяющей в комплексе мероприятий по обеспечению лётной годности и обоснованию ресурсов стареющего парка (aging fleet) самолётов [15,16]. Учитывая значительную долю такого парка среди ВС, находящихся в эксплуатации (табл.

1.1), а также тенденцию к её возрастанию (рис. 1.3), следует признать, значимость и актуальность проблемы MSD на современном этапе развития авиации.

Таблица 1.1.

Объем стареющего парка ВС разных типов на 1999 год [12]

Тип ВС	Кол-во выпущенных ВС	Парк ВС в эксплуатации	Кол-во ВС стареющего парка в 1999 г.		
			более 15 лет	более 20 лет	более 25 лет
A300	503	411 (82%)	220 (46%)	60 (12%)	1 (0,2%)
A310	255	218 (85%)	54 (21%)		
B707/720	1009	379 (37%)			
B 727	1831	1247 (68%)	1381 (75%)	1127 (62%)	673 (38%)
B 737-100/200	1144	901 (79%)	853 (75%)	442 (39%)	222 (19%)
B 737 CFMI	1988	1971 (99%)	13 (0,7%)		
B 747-100/SP/200/300	724	562 (78%)	490 (68%)	317 (44%)	154 (21%)
B 757	968	943 (97%)	51 (6%)		
B 767	840	820 (98%)	109 (14%)		
DC-8	556	243 (44%)	268 (48%)	268 (48%)	268 (48%)
DC-9	976	727 (74%)	776 (79%)	739 (75%)	588 (61%)
DC-10	446	397 (89%)	333 (75%)	276 (62%)	162 (36%)
L-1011	249	155 (62%)	185 (74%)	113 (45%)	60 (24%)
Всего	11489	8974	4733 (46%)	3342 (33%)	2128 (21%)

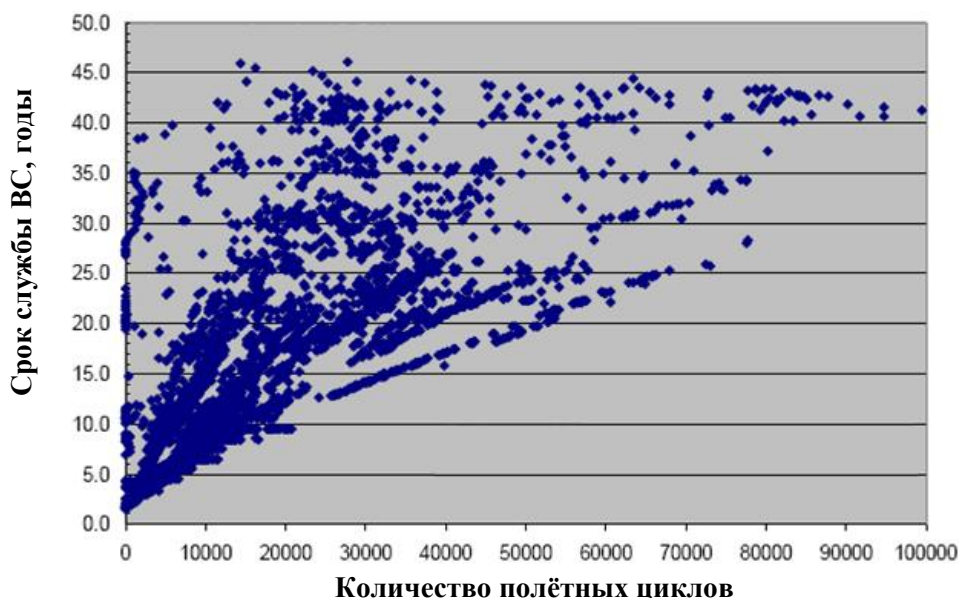


Рис. 1.3. Срок службы и наработка в эксплуатации парка ВС транспортной категории в США (5014 единиц). Данные на июнь 2010 г. Средний срок службы 15,5 лет; средняя наработка 18900 полётных циклов или 39300 часов налёта; средняя продолжительность полёта 2,08 часов [17]

После катастрофы самолёта Boeing 737 (1988) производителями АТ, её эксплуатантами, авиационными администрациями разных стран, а также научно-исследовательскими институтами были предприняты усилия для решения проблемы MSD. Рассмотрим некоторые положения и определения из нормативной базы.

MSD тесно взаимосвязано с такими понятиями как *Обширное усталостное повреждение* (WFD) и *Многоэлементное повреждение* (MED). Формулировки данных положений изложенных в методах определения соответствий (МОС) нормативным требованиям авиационных правил (АП) 25.571 [3]:

Обширное усталостное повреждение (WFD) это такое усталостное повреждение конструкции, которое характеризуется одновременным наличием в одной или нескольких смежных деталях конструкции многих трещин таких размеров и с такой плотностью расположения, что остаточная прочность конструкции не сохраняется далее на допустимом уровне.

Многоочаговое повреждение (MSD) это состояние повреждённой конструкции, приводящее к обширному усталостному повреждению, характеризующееся одновременным наличием усталостных трещин в одном и том же элементе конструкции [т.е. усталостные трещины, которые в случае объединения, с участием (или без него) другого повреждения, приведут к снижению остаточной прочности ниже допустимого уровня].

Многоэлементное повреждение (MED) это состояние повреждённой конструкции, приводящее к обширному усталостному повреждению, характеризующееся одновременным наличием усталостных трещин в смежных конструктивных элементах.

Кроме этого, для формирования программ, направленных на обеспечение целостности конструкций, рабочей группой по обеспечению лётной годности (AAWG) предлагает использовать следующую терминологию для особых этапов наработки ВС:

Образование усталостной трещины – момент времени, когда впервые проявляется устойчивая усталостная трещина.

Точка WFD – момент времени, от которого начинается снижение прочностных свойств от среднего ожидаемого уровня, т.е. такая нижняя граница наработки, до которой при эксплуатации обеспечивается двукратный запас по долговечности, соответствующей испытаниям на усталость.

Период Мониторинга – промежуток времени, когда при увеличении риска MSD/MED начинаются специальные инспекции парка и который заканчивается в точке WFD.

Графическое представление данных этапов иллюстрируется на простой схеме (рис.1.4).

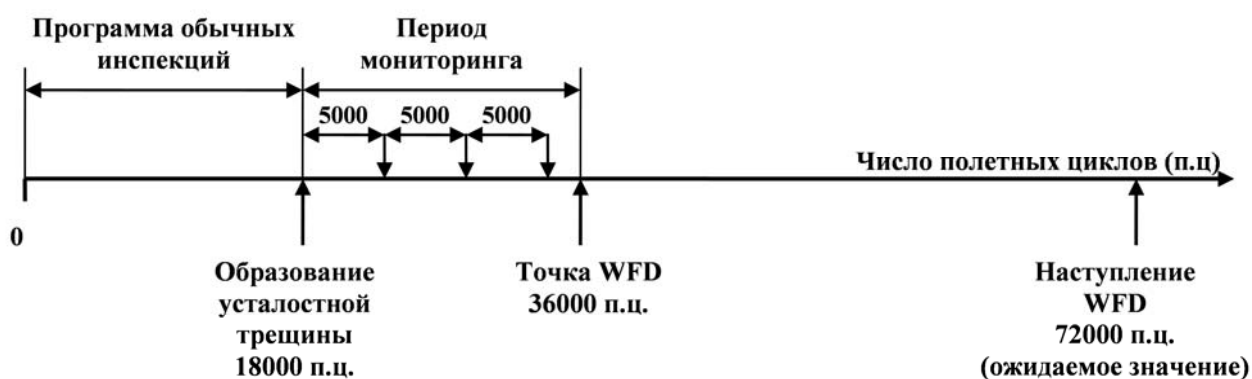


Рис. 1.4. Схема расположения на оси времени особых этапов наработки ВС, направленных на предотвращение усталостного разрушения конструкции [18].
Значения полётных циклов условные

При обобщении всех научно-технических и регулятивных мероприятий, которые были наработаны за последние годы и направлены на обеспечение лётной годности стареющего парка по условиям усталостной прочности самолётов, обозначились основные направления решения проблемы MSD [12,13,16]. Это:

1. Определение и обоснование критических мест конструкции ВС, потенциально опасных с позиций образования и развития MSD;

2. Прогнозирование разрушения конструкций с заклёпочными соединениями с учётом процессов образования, распространения и объединения усталостных трещин;

3. Разработка специальной методологии инспектирования стареющих ВС с источниками проявления MSD, включая вопросы надёжности обнаружения дефектов и обоснования интервалов осмотров.

Первое направление базируется на использовании комплекса проектно-конструкторских, испытательных и эксплуатационных мероприятий. Конструкция каждого типа ВС должна быть проанализирована с позиций конструктивных особенностей заклёпочных соединений, их местоположения, нагруженности, механических свойств материалов и особенностей работы в эксплуатации. Эти данные уточняются с учётом результатов стендовых и лётных испытаний как новых типов ВС, так и конструкций с эксплуатационной наработкой. Безусловно, важным источником информации о техническом состоянии таких критических мест является опыт эксплуатации самолётов, особенно тех, которые оборудованы встроенными датчиками контроля.

Второе направление предусматривает комплекс научных исследований, базирующихся на теоретических и экспериментальных положениях механики разрушения. Принимая во внимание большое количество источников усталостного повреждения в конструкции ВС, а также случайную природу разрушения, прогнозирование предельных состояний должно осуществляться в вероятностном аспекте. Данное направление, безусловно, связано с предыдущим и закладывает научную базу для выработки и реализации научно-технических и регуляторных действий, направленных на обеспечение лётной годности самолётов стареющего парка. Одним из таких действий является разработка специальной для стареющего парка методологии инспектирования, что предусматривается третьим направлением решения проблемы MSD [14].

Таким образом, проблема многоочагового повреждения стареющего парка ВС является комплексной. Рассмотрим некоторые аспекты данной проблемы, значимые для прогнозирования предельного срока службы элементов АК,

относящиеся к теме настоящего исследования. Это методы и модели для определения ресурсных характеристик ЛА, подходы к прогнозированию наработки до образования трещин и рост усталостных трещин.

1.2. Методы и модели для определения ресурсных характеристик авиационных конструкций при многоочаговом повреждении

В настоящее время разработано и апробировано целый ряд методик численного и математического моделирования множественного повреждения АК. Для получения ресурсных характеристик заклёпочных соединений в вероятностном аспекте используются численные методы моделирования. В пределах одного конкретного сценария MSD или WFD широко используется метод Монте-Карло. Метод Монте-Карло – общее название группы численных методов, основанных на получении большого числа реализаций стохастического процесса, который формируется таким образом, чтобы его вероятностные характеристики совпадали с аналогичными величинами решаемой задачи. Такие подходы используют ведущие мировые производители авиационной техники.

В концерне Airbus для получения статистических данных по трещиностойкости испытывают плоские образцы с одним отверстием и проводят численное моделирование множественного повреждения методом Монте-Карло [18]. Период роста трещины делят на интервалы в рамках пошаговой программы, со следующими вычислениями по каждому дискретному временному интервалу:

- каждое место повреждения проверяется на наличие или отсутствие усталостной трещины;
- рост каждой зародившейся усталостной трещины оценивается методами линейного упругого разрушения;
- объединение встречных трещин включено в расчёт роста трещин в соответствии критерия касания зон пластической деформации в вершине трещин (критерий Свифта) [19].

Вычисления останавливают при некоторых ранее определённых условиях, например рост трещины до заданного размера или отказ конструкции согласно

критерию остаточной прочности – кривая роста трещины. Метод используют с учётом возможности взаимодействия трещин. Эти стадии формируют одну итерацию моделирования Монте-Карло. Затем вычисления повторяется много раз, но с разной усталостной долговечностью на каждом потенциальном месте повреждения, таким образом, что каждое отдельное вычисления представляет разнообразные сценарии повреждения. Заключительный выходной параметр – распределение отказов (полная усталостная долговечность или остаточная прочность) связан с конфигурацией множественных отверстий. Результаты также могут быть представлены статистически, с заменой отдельных частных значений интервалами достоверности. Надёжность этой вероятностной оценки зависит от числа сценариев, которые рассматриваются.

Концерн Boeing [18] использует двухпараметрическое распределение вероятности на основании закона Вейбулла [20]:

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (1.1)$$

где $F(x)$ – обобщённая функция распределения Вейбулла; x – усталостный ресурс, выраженный в количестве полётов; α – параметр формы; β – масштабный коэффициент или характерный усталостный ресурс.

Моделирование вариации повреждения на всех уровнях конструкции выполняется в соответствии уравнения (1.1) [21].

Параметр формы α оценивается, исходя из данных тестирования и эксплуатации. Анализ роста трещины начинается с подготовки начального сценария MSD/MED. Начальный основной дефект располагается в наиболее вероятном месте или наиболее нагруженной детали исходя из результатов анализа распределения напряжений или эксплуатационных наблюдений. Вторичные дефекты размещаются вокруг основного и в смежных деталях для вычисления одновременного роста множественных дефектов.

Lockheed-Martin Aeronautical Systems (LMAS) планирует использовать испытание, для накопления данных об эквиваленте начального размера дефекта –

EIFS [18]. Распределение EIFS [22] получают с использованием простых методов расчёта роста трещины с целью прогнозирования распространённого усталостного повреждения WFD, а также для моделирования Монте-Карло или вычисления вероятности отказа. LMAS использует анализ, основанный на результатах полномасштабного теста элементов конструкции и образцов, для установления времени до зарождения трещины и оценки усталостного ресурса. Для самолётов, которые эксплуатировались со спектрами нагружения, отличными от спектров тестовых образцов, все необходимые коэффициенты вычисляются исходя из данных испытаний. Оценка времени до появления первой трещины выполняется в соответствии с ожидаемым разбросом в поведении деталей.

В сценарии с бесконечным числом возможных конфигураций трещин, которые растут одновременно, каждой конфигурации соответствует своя кривая роста трещины. Возможный диапазон кривых находится между кривыми, которые представляют единую трещину от нагруженного отверстия (медленный рост) и двух трещин из соседних отверстий, растущих навстречу (самый быстрый рост). Все возможные кривые из этого диапазона рассматривают с помощью моделирования Монте-Карло. Решение для интенсивности напряжения в случае MSD основано на суперпозиции корректирующих коэффициентов для взаимодействующих трещин.

Остаточная прочность рассчитывается после объединения смежных трещин, когда соприкасаются зоны пластической деформации. Для вычисления их размеров используется уравнение Ирвина [23]. Точность прогноза зависит от размера трещины и длины перемычки между концами трещин.

Подход компании Delta Air Lines – это методология, основана на механике разрушения и адаптирована для вариаций геометрии MSD [18]. Рост множественных трещин моделируют, используя итерационную последовательность моделей конечных элементов.

Вычисление зарождения трещин определяет число циклов, необходимых для достижения трещинами длины $a_0 = 1,27 \cdot 10^{-3}$ м (0,05 дюйма). Данное вычисление является статистическим анализом, основанным на тестировании

образцов подобных деталей, восприимчивых к MSD. Результат тестирования образца – усталостный ресурс детали. Основываясь на этом ресурсе и принятом разбросе для алюминиевых сплавов, составляется таблица времени до зарождения трещин. В этой таблице приводятся интервалы между циклами зарождения новых трещин. Число фактически существующих отверстий под заклёпку определяет уровень достоверности анализа.

В ходе анализа новые трещины непрерывно вводятся в модель. Каждая новая трещина вводится в худшем из доступных положений. Начальная модель содержит единственную трещину 0,05 дюйма в отверстии с наибольшим напряжением. Следующие итерации аналогичные, кроме длины трещины увеличенной на один элемент. Диапазон интенсивности напряжения определяется опытным путём через энергию, освободившуюся между итерациями.

Если зарождения трещины MSD происходит быстрее по сравнению с ростом трещины, аналитический подход упрощают, принимая худший случай, когда трещины зарождаются от обоих краёв каждого отверстия одновременно. Согласно этому сценарию моделируют только одно отверстие - повреждение, которое находится в пределах полосы с шириной, равной интервалу между заклёпками. Для этой модели используется аналитическая функция интенсивности напряжения вместо эмпирической последовательности моделей конечных элементов.

Кроме рассмотренных, существуют другие подходы, разработанные в ходе исследовательской деятельности по данному направлению [24-29]. Гарсиа и Ирвин в своём подходе [26] разделили процесс моделирования MSD на три стадии: зарождение усталостной трещины; детерминированное распространение и вероятный рост трещины до разрушения.

На этапе зарождения усталостной трещины наработка до образования усталостной трещины обозначили N_0 и принимали логарифмически нормальное распределение числа циклов до образования трещины начального размера a_0 . Для внешних рядов заклёпочного соединения внахлест авторы предполагали, что

каждое нагруженное отверстие имеет две критические зоны усталости (FCL) – с лева и справа от края отверстия. Для каждой FCL имеет место нормальное распределение величины $\log N_0$, которая определяется средним значением (μ) и стандартным отклонением (σ):

$$\log N_0 = \mu + \alpha\sigma, \quad (1.2)$$

где α – случайная величина, имеющая нормальное распределение.

Случайная величина α генерируется методом Монте-Карло и создаётся один начальный сценарий повреждения, который соответствует разной усталостной долговечности до образования начальной трещины в каждой FCL согласно (1.2). Для начального размера трещины $a_0 = 1,0 \cdot 10^{-3}$ м, величины равны $\mu[\log] = 5,637$ и $\sigma[\log] = 0,020$ [30].

Общий подход Хорста [27] основан на методе моделирования Монте-Карло. Идея метода заключается в том, чтобы использовать разброс данных для кривой усталостной долговечности при испытаниях образцов для определения случайно распределённых сценариев повреждения.

Начальный сценарий повреждения определяется для упрощённой конфигурации критического местоположения усталости, например это периметр отверстия под заклёпку. Известно, что фактическое местоположение зарождения усталости не всегда находится на периметре отверстия, а может быть расположено вдали от него около прилегающих поверхностей [31], но эта точка не является важной для данного метода. Для получения хорошо обоснованной усталостной модели необходимы чёткие и статистически обоснованные испытания образцов заклёпочного соединения.

Известно, что на усталостную долговечность, так же как и на разброс этого параметра, могут влиять многие факторы [32]. Эти факторы могут быть ключевыми при моделировании MSD и прогнозировании усталостного ресурса. Информация по этому аспекту полностью базируется на экспериментальных данных, поскольку разброс данных - наиболее релевантный параметр

возникновения MSD. Поэтому этот тип данных рассматривают при подготовке к моделированию.

Любой дополнительный эффект, который способствует ухудшению состояния конструкции, например, коррозия, сварочные швы, плохое качество заклёпочных рядов и т.д. должны быть включены в данные для модели заранее.

В методе [28] предлагается модель многоочагового усталостного повреждения, построенная для конструкции, имеющей серию одинаковых концентраторов напряжения, расположенных с определённым шагом вдоль одной прямой линии. Модель построена с предположением, что остаточная прочность конструкции в присутствии каждого возможного повреждения уникально определена длинным рядом повреждённых концентраторов, идущих друг за другом. Рассмотренная расчётная схема хорошо подходит для представления изменения остаточной прочности поперечного заклёпочного шва герметичного фюзеляжа, периодически нагруженного внутренним давлением.

Конструкция со многими концентраторами напряжения представляет здесь понятие естественного расширения единого концентратора. На основе вероятностной модели долговечности конструкции показана модель долговечности одного концентратора, который представлен случайной переменной долговечности N с плотностью распределения $f(N)$. Однако, после представления совокупности отдельных концентраторов появляется потребность в вероятностном описании для всей совокупности, то есть, конструкции в целом. Самый простой и естественный способ описания этой совокупности - испытание как комбинации в пределах конструкции с приведением долговечности в форме независимых случайных параметров. В этом случае функция распределения долговечности конструкции в целом определена долговечностью «наиболее слабого компонента», то есть наименее долговечного концентратора.

Метод PISA (Probabilistic Investigation for Safe Aircraft) [33-35], который предлагают использовать Каваллини и Лаццери [24], оценивает вероятность отказа типовых авиационных конструкций – заклёпочных соединений и укреплённых панелей. Этот метод моделирует усталость от образования

начальной трещины и роста трещин до отказа. Подход основывается на том, что фаза образования начальной трещины имеет сильное влияние на усталостный ресурс и может быть описано с помощью подхода EIFS, который позволяет рассматривать ресурс как уникальную фазу распространения трещины от «нулевого» времени к окончательному отказу конструкции. Стохастическое поведение явления описывается четырьмя переменными:

- EIFS;
- параметром уравнения Пэриса;
- вязкостью разрушения K_{Ic} ;
- вероятностью выявления трещины с помощью методов неразрушающего контроля.

Более сложные методы, например метод конечных элементов в трёхмерном пространстве, используются для получения надёжных и точных оценок [36], но эти подходы не в состоянии обеспечить полный набор данных для конструкций сложной конфигурации при моделировании Монте-Карло.

Численное моделирование MSD методом Монте-Карло несмотря на свою эффективность имеет и недостатки. Результатом численного эксперимента являются статистические оценки характеристик прочности и долговечности конструкции. Такое численное моделирование базируется на реализации той или иной модели образования и роста усталостных трещин. Какая из этих моделей заложена в общую модель MSD, такой и будет получен результат численного эксперимента. Поэтому основным направлением совершенствования численного моделирования усталостной прочности авиационных конструкций является разработка адекватных моделей усталостной поврежденности, а именно моделей образования и роста трещин. При этом для получения адекватных результатов численного моделирования данные модели должны описывать явления усталостной поврежденности в вероятностном аспекте. В этой связи рассмотрим существующие подходы к статистической трактовке образования усталостных трещин начальной длины и процесса их распространения.

1.3. Подходы к прогнозированию наработки до образования усталостных трещин в авиационных конструкциях с множественными отверстиями

Согласно принципу допустимого повреждения (damage tolerance), современные методологии прогнозирования предельного состояния авиационных конструкций и обоснование оптимальных сроков их контроля в эксплуатации основываются на использовании аналитических закономерностей роста усталостных трещин [37]. При этом важной задачей является определение момента зарождения трещины в конструкциях, что характеризуется начальным размером трещины (initial flaw size – IFS) и временем (количеством циклов) до её образования (time to crack initiation – TTCI).

В настоящее время существуют два подхода для описания начальной стадии усталостного разрушения авиационных конструкций [38].

Первый подход основан на допущении, что в изделии, до начала его эксплуатации, уже существуют малоразмерные множественные дефекты, которые являются следствием несовершенства структуры материала и качества изготовления деталей. Для исследования усталостного разрушения заклёпочных соединений авиационных конструкций этот подход называется эквивалент начального качества (equivalent initial quality – EIQ). Количественным показателем EIQ есть начальный размер дефекта a_i (equivalent initial flaw size – EIFS). Этот размер $((4,0 \div 55,0) \cdot 10^{-3} \text{ м})$ является условным, он определяется обратной экстраполяцией кривых роста трещин и корректируется в соответствии с результатами фрактографических исследований [22].

Статистическая интерполяция модели усталостного разрушения в рамках концепции EIFS основывается на использовании вероятностного распределения EIFS $f(a_i)$ [39,40]. Получить такое распределение на основании прямых измерений очень сложно, предлагается искусственный приём, основанный на обратной экстраполяции кривых роста трещин $a(t)$ до значения $t = 0$. При этом

осуществляется трансформация распределения времени до образования трещины длиной a_0 (reference crack size) – $f(TTCI)$, в распределение EIFS (рис. 1.5) [38,41].

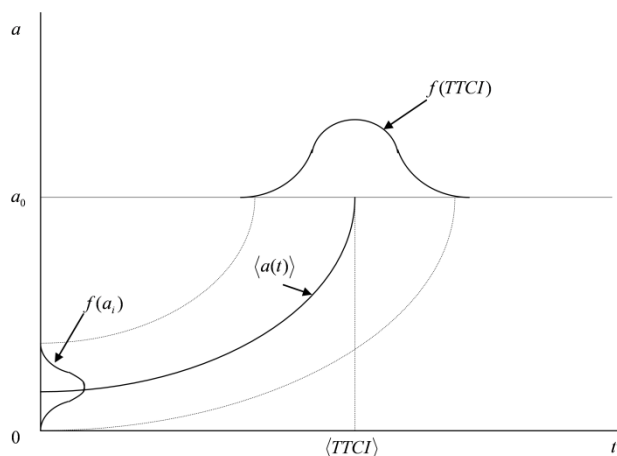


Рис. 1.5. Схема определения статистического распределения EIFS $f(a_i)$ по распределению TTCI $f(TTCI)$ методом обратной экстраполяции зависимости длины трещины от времени $a(t)$ [38,41]. $f(\cdot)$ – функция распределения случайной величины; $\langle \cdot \rangle$ – среднее значение случайной величины.

Полученное распределение EIFS экстраполируется на весь период усталостной повреждаемости, и на его основании определяются параметры распределения долговечности при MSD [38]. Подход, основанный на концепции EIFS, используется также и при моделировании MSD методом Монте-Карло [24,42].

Необходимо отметить искусственность приёма обратной экстраполяции кривых роста трещин от миллиметрового размерного уровня (a_0) до микрометрового (a_i). При этом не учитываются особенности поведения малых (коротких) усталостных трещин, а также поведение трещин в области порогового коэффициента интенсивности напряжений K_{th} .

Подход EIFS широко используется в настоящее время для прогнозирования долговечности элементов конструкции [43-46]. Работа [43] привела к реализации подхода, основанного на теории эквивалентного начального размера трещин (EIFS) в ВВС США [44].

Второй подход (ТТСІ) основан на регистрации циклической наработки до образования трещины с заданным начальным размером. Данный размер трещины является детерминированной величиной, а случайной величиной будет время до формирования такой трещины.

Проблемным вопросом концепции ТТСІ является обоснование размера начальной трещины (a_0). Совершенно очевидно, что адекватное распределение времени до формирования такой трещины будет связан с её длиной. Надежность средств неразрушающего контроля зависит от размера инспектируемых дефектов и от условий контроля – в лаборатории при проведении экспериментов или в условиях эксплуатации авиационной техники. Применительно к отверстиям под заклёпку, в авиационных конструкциях, значение начальной длины трещины выбирается в пределах от $2,5 \cdot 10^{-4}$ м до $1,5 \cdot 10^{-2}$ м, [22,38,47], как правило, это значение принимают равным $1,27 \cdot 10^{-3}$ м (0,05 дюйма) [22].

Распределение вероятности времени до образования такой трещины, вычисляется в соответствии двухпараметрического распределения Вейбулла [20,48-50] с функцией плотности вероятности

$$TTCI(t) = \frac{\alpha}{\beta} \cdot \left(\frac{t}{\beta}\right)^{\alpha-1} \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (1.3)$$

где α – параметр формы; β – масштабный коэффициент. Параметр формы, для алюминиевых конструкций, как правило, равен 4,0 [25,39]. Есть рекомендации использовать различные значения параметра в зависимости от рассматриваемого конструктивного элемента самолёта и условий его нагружения – от $\alpha = 4$ (для самолёта в целом) до $\alpha = 8$ (для критической детали при нагружении от перепада давления) [18].

Масштабный коэффициент принимается в расчётах как значение, ниже которого лежат 63,2% всех наблюдений. Для выбора значения масштабного коэффициента существуют следующие способы:

- Параметр β может быть оценён из полномасштабного усталостного тестирования, или при отсутствии полномасштабных тестов – из спектра целей

проектирования соответствующей S-N диаграммы и общей гипотезы [20] повреждения.

- Второй способ [49] – принять β как нелинейную функцию уровня интенсивности напряжения, которое влияет на конструкцию. Эта нелинейная переменная следует из диаграммы S-N типового сплава, и может быть найдена в справочнике по материалам [50]. Следует отметить, что типовые S-N диаграммы описывают среднее число циклов до отказа для данного уровня напряжения, где отказ определён как полное разрушение испытываемого образца.

- Третий способ оценить β через его зависимость от конструкторского усталостного ресурса самолёта для заданного уровня надёжности [51]. Производители авиационной техники устанавливают значение проектного ресурса для конструкции самолёта с минимальной 95%-й надёжностью. Для алюминиевых конструкций 95%-й уровень надёжности с точки зрения зарождения трещины предусматривает, что усталостный ресурс конструкции – удвоенное значение проектного ресурса.

Современные исследователи [24] используют эти подходы для разработки метода прогнозирования остаточной прочности элементов авиационных конструкций с использованием моделирования Монте-Карло.

Следует отметить, что в ряде случаев для TTSI используется и логарифмически нормальное распределение [38,41].

В настоящей работе распределение Вейбулла принято в качестве базового при моделировании начальной стадии проявления MSD и подробно будет описано в разделе 3 данного исследования.

1.4. Рост усталостных трещин при многоочаговом повреждении авиационных конструкций

Рост усталостных трещин обычно описывается зависимостью длины трещины (a) от количества циклов нагружения (N) при заданном размахе напряжения в цикле:

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}, \quad (1.4)$$

где σ_{\max} и σ_{\min} – соответственно максимальное и минимальное значение напряжения в цикле.

В качестве обобщающей характеристики роста усталостных трещин, объединяющей длину трещины и действующее напряжение, как правило, используют кинетическую диаграмму усталостного разрушения. Данная диаграмма представляет собой зависимость скорости роста трещины da/dN от коэффициента интенсивности напряжений K (или от его размаха ΔK), которая в двойных логарифмических координатах практически для всех металлических материалов имеет характерную форму (рис. 1.6).

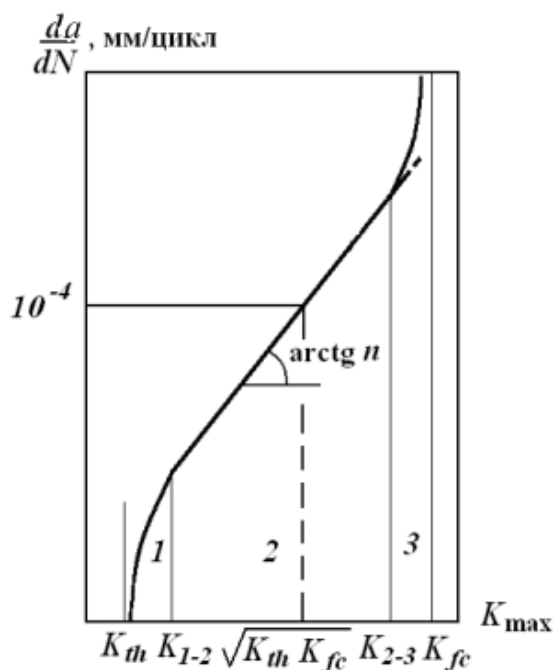


Рис. 1.6. Типичная кинетическая диаграмма усталостного разрушения: 1 – область низких скоростей роста трещины; 2 – область средних скоростей роста трещины; 3 – область высоких скоростей роста трещины [52]

На кинетической диаграмме усталостного разрушения выделяют три характерных участка, соответствующих различным механизмам роста трещины.

1-й участок – криволинейный, участок низких скоростей роста трещины, отвечает K_{\max} , близким к пороговым значениям K_{th} , которое, как правило, находится в диапазоне $5,5 \div 16,5 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$ для сталей, и в диапазоне $3,3 \div 6,6 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$ для алюминиевых сплавов.

Пороговое значение коэффициента интенсивности напряжения ΔK_{th} определяется экспериментальным путём и является важной характеристикой сопротивления материала росту усталостному разрушению.

На данном этапе трещина растёт очень неравномерно: скачки прироста её длины чередуются с остановками. Поэтому на первом участке диаграммы представляются некоторые усреднённые значения скорости роста усталостной макротрещины.

2-й участок диаграммы характеризуется линейной зависимостью логарифмов скорости от КИН. Принято считать, что здесь трещина растёт равномерно за каждый цикл нагрузки. Он наиболее важен, так как на этот период роста трещины в конструкции приходится более 80% её живучести с трещиной.

3-й участок диаграммы – криволинейный, крутизна которого увеличивается по мере приближения K_{max} к критическому значению K_{fc} . Значение K_{fc} , полученное при циклическом нагружении, может отличаться в ту или иную сторону (хотя оно обычно меньше) от вязкости разрушения – критического значения коэффициента интенсивности напряжений K_c , определённого при статических испытаниях. Несоответствие значений K_{fc} и K_c обусловлено различиями в размере пластической зоны у вершины трещины. На данном участке трещина развивается также скачкообразно.

При высоких значениях коэффициента интенсивности напряжений, темпы роста трещины чрезвычайно высоки. Скорость роста трещины ускоряется по мере приближения коэффициента интенсивности напряжений к вязкости разрушения материала. Во многих практических инженерных ситуациях этот участок игнорируется, потому что он не влияет на общий срок службы при распространении трещин.

Точка перехода от участка 2 на участок 3 зависит от предела текучести материала, коэффициента интенсивности напряжений и режима нагружения.

Участок 3 представляет наибольший интерес для исследования малоциклового усталости, когда общее число циклов до разрушения составляет

порядка 1000 циклов или менее. Однако при высоких коэффициентах интенсивности напряжений, эффекты пластичности начинают оказывать влияние на скорость роста трещины, потому что размер пластичной зоны становится большим по сравнению с размерами трещины. В данном случае проблема должна быть проанализирована с использованием упруго-пластической механики разрушения.

Для построения кинетической диаграммы усталостного разрушения необходимо адекватно определить скорость роста трещины при ее текущей длине и соответствующее этой длине значение коэффициента интенсивности напряжения.

Скорость роста трещины определяется как удлинение трещины за цикл, da/dN . Значение скорости роста трещины соответствуют тангенсу угла касательной в выбранной точке экспериментальной кривой зависимости изменения размера трещины от числа циклов нагружения (рис. 1.7).

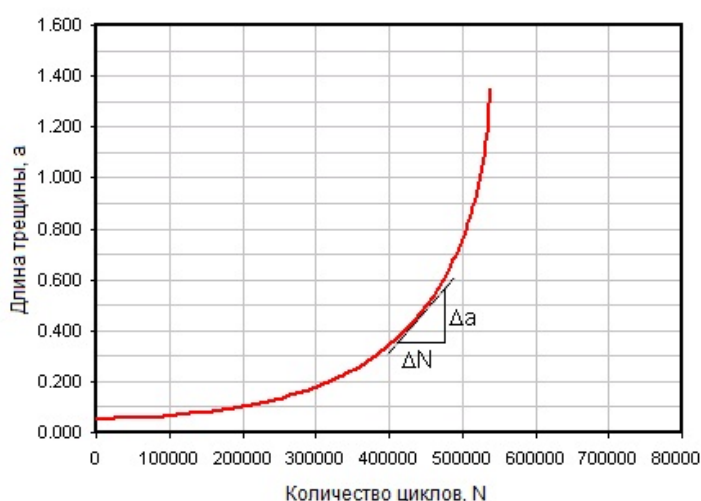


Рис. 1.7. Определение скорости роста усталостной трещины

Одним из определяющих факторов роста усталостных трещин является режим нагружения исследуемых образцов с трещиной. Скорость роста усталостной трещины зависит от уровня напряжения в её вершине. Уровень напряжения в вершине трещины характеризуется коэффициентом интенсивности напряжения.

Усталостные трещины при многоочаговом повреждении растут в тонком листовом материале и распространяются на всю толщину листа (сквозные

трещины). Для бесконечной по ширине пластины (плоскости) с центральной сквозной трещиной длиной $2a$, нагружаемой растягивающим, перпендикулярным к линии трещины напряжением с размахом $\Delta\sigma$, размах КИН задаётся формулой [53]:

$$\Delta K = \Delta\sigma\sqrt{\pi a}. \quad (1.5)$$

В общем случае для различных конфигураций сквозных трещин в пластине используется выражение:

$$\Delta K = Y\Delta\sigma\sqrt{\pi a}, \quad (1.6)$$

где Y – коэффициент геометрической коррекции (для случая (1.5) $Y = 1$).

Например, если трещина расположена не в бесконечной плоскости, а в пластине шириной W , в формуле (1.6) необходимо использовать [54]:

$$Y = \sqrt{\sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)}. \quad (1.7)$$

Характерной особенностью MSD заклёпочных соединений является наличие отверстий под заклёпки. Поэтому при определении КИН часто рассматривают различные варианты сочетания отверстий и трещин в пластине, нагруженной растягивающим напряжением (рис. 1.8).

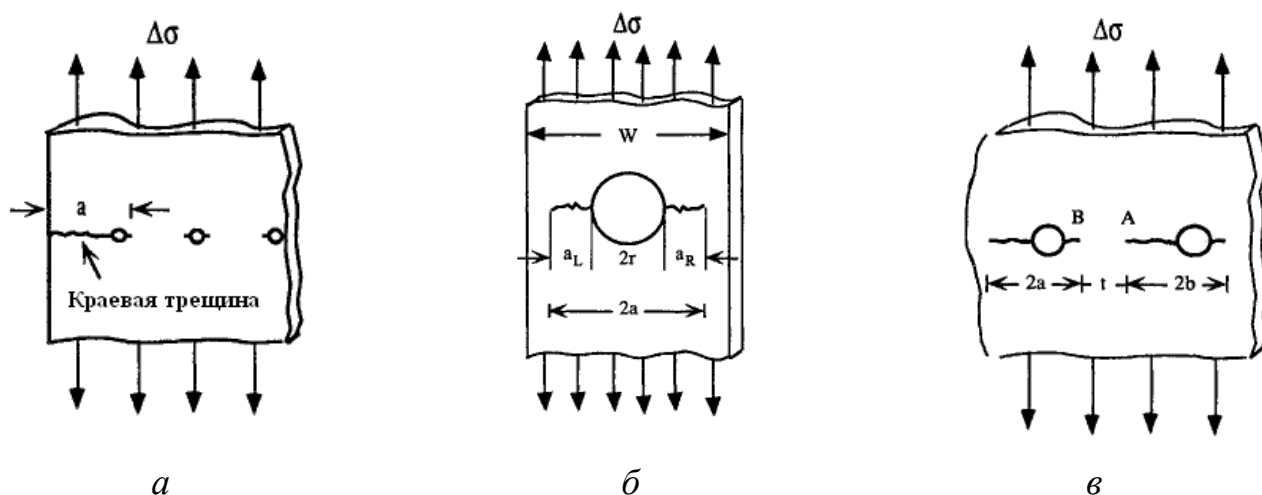


Рис. 1.8. Схематическое изображение различных конфигураций трещин для анализа MSD: *а* – конфигурация краевой трещины, *б* – радиальные трещины из отверстий, *в* – трещины из соседних отверстий

Для случая распространения трещины из отверстия к краю пластины шириной W (рис. 1.8а) КИН рассчитывается в соответствии с формулой (1.6), в которой [54]:

$$Y = 1,12 - 0,231(a/W) + 10,55(a/W)^2 - 21,12(a/W)^3 + 30,39(a/W)^4 \quad (1.8)$$

Для случая (рис. 1.8б) для трещин длиной a_R и a_L , исходящих из отверстия с радиусом r , коэффициент Y определяется формулой [55]:

$$Y = \left(\frac{F_1}{F_2 + a/r} + F_3 \right). \quad (1.9)$$

Для отверстий с трещинами, исходящих из обеих сторон отверстия, коэффициенты уравнения (1.9) принимают значения: $F_1 = 0,6865$, $F_2 = 0,2772$ и $F_3 = 0,9439$. Для отверстий с трещиной только с одной стороны: $F_1 = 0,8733$, $F_2 = 0,3245$, а $F_3 = 0,6762$ [56].

Для двух трещин исходящих из двух соседних отверстий навстречу друг другу, как показано на рис. 1.8в КИН определяется согласно зависимостям [57]:

$$K_A = \sigma \sqrt{\pi a} \sqrt{1 + \frac{2a}{t} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{2b} \right) \left[\frac{K(k) - E(k)}{K(k)} \right] \right\}}, \quad (1.10)$$

$$K_B = \sigma \sqrt{\pi a} \sqrt{1 + \frac{2b}{t} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{2a} \right) \left[\frac{K(k) - E(k)}{K(k)} \right] \right\}}, \quad (1.11)$$

где K_A – коэффициенты интенсивности напряжений при вершине трещины A и K_B – при вершине B .

Выражения (1.10) и (1.11) не учитывают размер отверстий. Предполагается, что длины трещин велики по сравнению с радиусом отверстия. В этих выражениях $K(k)$ и $E(k)$ являются полные эллиптические интегралы, первого и второго рода, соответственно, a и b – длины трещин, и t – расстояние между вершинами трещин. Ядро k для эллиптических интегралов задаётся формулой:

$$k = 2 \sqrt{\frac{ab}{(2a+t)(2b+t)}}. \quad (1.12)$$

Следует отметить, что выражения (1.10) и (1.11) не всегда дают корректные результаты для двух взаимодействующих трещин при наличии отверстий в образцах [56].

В настоящее время существует большое количество методов определения КИН для элементов конструкций различной конфигурации с трещинами. Например, подробное описание этих методов обобщено в работах В.В. Панасюка [58], В.Т. Троценка [59] и других исследователей [53,60,61].

Для MSD трещин в тонкой пластине, длина которых ограничивается расстоянием между краями соседних отверстий, КИН может рассчитываться по формуле (1.6), в которой геометрическая функция коррекции Y зависит от соотношения длины трещины a к радиусу отверстия r [25]. На основании исследований, проведенных в работе [52], предлагается следующее выражение для Y :

$$Y = 1 + 2,36 \cdot \exp \left[-2,08 \cdot \left(\frac{a}{r} \right) \right]. \quad (1.13)$$

Зависимость (1.13) описывает влияние на КИН в вершине трещины поля повышенного напряжения из-за эффекта концентрации у отверстия.

Как было установлено в 1963 году П. Пэрисом и Ф. Эрдоганом для большинства металлических материалов скорость роста усталостной трещины определяется значением КИН [62]. Ими была предложена эмпирическая формула для описания второго участка кинетической диаграммы роста усталостных трещин (рис. 1.6) в виде:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m, \quad (1.14)$$

где C и m — коэффициенты материала; $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$ — размах коэффициента интенсивности напряжений в цикле нагружения; a — длина трещины; N — число циклов нагружения.

Формула (1.14) описывает ограниченный (второй) участок полной диаграммы усталостного разрушения, которая в большинстве случаев имеет *S*-образный вид (рис. 1.6) [63]. Кроме этого, в (1.14) не учтено влияние на скорость роста трещины асимметрии нагружения, которая характеризуется коэффициентом $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$ и увеличение которой приводит к увеличению скорости роста трещины [64-66].

Форман предложил уравнение для описания зависимости скорости роста трещины от коэффициента интенсивности напряжения с учётом высоких значений ΔK , которое близкое к циклической вязкости разрушения K_{fc} [67]:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K}. \quad (1.15)$$

Для уравнения (1.15) необходимо получить экспериментальным путём три параметра: C , m , и критическое значение коэффициента интенсивности напряжения K_{fc} .

Широкое распространение для описания скорости трещины с учётом коэффициента асимметрии цикла R получило уравнение Уолкера:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-n}} \right]^m. \quad (1.16)$$

К настоящему времени для описания всех трёх участков кинетической диаграммы предложено большое количество математических моделей, которые содержат от четырёх до восьми подлежащих экспериментальному определению параметров. Основательный анализ этого вопроса содержится в работах [68-70], систематизация различных аналитических представлений кинетической диаграммы усталостного разрушения приведён в работе [71].

Одним из возможных представлений случайной кинетики роста усталостной трещины является модель Янга [72,73]:

$$\frac{da}{dt} = X(t)Qa^b, \quad (1.17)$$

которая представляет уравнение (1.14) в несколько отличной форме записи. В (1.17) Q и b – константы ($b = m/2$); t – время или число циклов; $X(t)$ – положительный случайный процесс с МО, равным единице. Принимается, что процесс $X(t)$ обобщённо описывает случайные вариации параметров Q и b .

Уравнение (1.17) используется для относительно небольших по размерам трещин. При численном моделировании MSD заклёпочных соединений принимается, что для фиксированного значения t величина $\lg X(t)$ распределена по нормальному закону с МО, равным нулю [74].

Таким образом, при решении задач, связанных с оценкой выработки или прогнозирования усталостного ресурса авиационных конструкций, для описания случайной скорости роста усталостных трещин в алюминиевых сплавах привлекаются кинетические зависимости (1.14) или (1.16). Параметры m и C данных зависимостей трактуются как случайные величины. Предлагается несколько моделей статистической трактовки данных параметров. Общим является то, что большинство из этих моделей основываются на весьма ограниченном объёме экспериментальных данных по значениям коэффициентов m и C для конструкционных алюминиевых сплавов (в основном взятых из двух работ [75,76]).

1.5. Цель и задачи настоящего исследования

Из представленного краткого обзора существующих подходов к прогнозированию работоспособности элементов АК при многоочаговом повреждении и используемых расчётно-экспериментальных методов оценки ресурсных показателей ЛА стареющего парка можно сделать следующие выводы.

1. Многоочаговое повреждение АК с заклёпочными соединениями преимущественно проявляется на ВС с достаточно большими сроками эксплуатации. Данная проблема является определяющей в комплексе мероприятий по обеспечению лётной годности и обоснованию ресурсов стареющего парка самолётов. Учитывая значительную долю такого парка среди

ВС, находящихся в эксплуатации, а также тенденцию к ее возрастанию следует признать значимость и актуальность проблемы многоочагового повреждения на современном этапе развития авиации.

2. Одним из направлений решения проблемы MSD предусматривается проведение комплекса научных исследований, базирующихся на теоретических и экспериментальных положениях механики усталостного разрушения. Принимая во внимание большое количество источников усталостного повреждения в конструкции ВС, а также случайную природу разрушения, прогнозирование ресурсных показателей должно осуществляться в вероятностном аспекте.

3. В настоящее время разработано и апробировано целый ряд методов численного и математического моделирования множественного повреждения АК. Для получения ресурсных характеристик заклёпочных соединений в вероятностном аспекте используются численные методы моделирования, в частности широко используется метод Монте-Карло. Данный метод имеет перспективу развития в направлениях усовершенствования статистических моделей образования и роста усталостных трещин, а также в использовании характеристик сопротивления усталостному разрушению расширенной номенклатуры конструкционных материалов, например, алюминиевого сплава Д16АТ.

4. Методология численного моделирования MSD методом Монте-Карло предусматривает моделирование продолжительности двух стадий усталостного разрушения – стадии до образования усталостной трещины начального размера и стадии распространения трещины до критической длины. В зарубежной практике принято, что распределение циклической наработки, соответствующей первой стадии, для авиационных конструкционных сплавов описывается двухпараметрическим законом Вейбулла. В этой связи остаётся открытым вопрос – соответствует ли данное распределение наработки до образования усталостных трещин начальной длины алюминиевому сплаву Д16АТ, и какие числовые характеристики такого распределения для данного сплава?

5. При моделировании MSD методом Монте-Карло случайный рост

усталостной трещины описывается на основе уравнений Пэриса (1.14) или Уолкера (1.16), коэффициенты которых m и C трактуются как случайные величины с заданными законами распределений. В некоторых существующих моделях принимается, что случайной величиной является коэффициент C , а показатель степени m – детерминированная величина. В других – задаются или моделируется распределение коэффициента m и предполагается, что m и C взаимозависимы. Общим является то, что большинство из этих моделей основываются на весьма ограниченном объёме экспериментальных данных по значениям коэффициентов m и C для конструкционных алюминиевых сплавов зарубежной номенклатуры. В этой связи возникает необходимость в экспериментальном определении и статистическом описании значений коэффициентов уравнения Пэриса для алюминиевого сплава Д16АТ.

Обзорная часть даёт основание сформулировать цель и задачи настоящей работы.

Цель исследования. Научное обоснование и разработка метода прогнозирования ресурсу авиационных конструкций на основе численного моделирования многоочагового повреждения заклепочных соединений методом Монте-Карло.

Для достижения поставленной цели в работе были решены следующие **задачи**.

1. Разработать методику циклических испытаний плоских образцов с множественными концентраторами напряжения в виде отверстий.
2. Разработать методику непрерывной регистрации и измерения размеров усталостных трещин на образце в процессе его нагружения.
3. Провести экспериментальные исследования на усталость образцов с множественными концентраторами и модельных образцов с заклёпочным соединением внахлест и получить данные о циклической наработке до образования усталостных трещин для сплава Д16АТ в зависимости от действующих напряжений. Определить распределение такой наработки и его основные числовые характеристики. Определить влияние заклёпочного

соединения на усталостную прочность образцов с множественными концентраторами.

4. Провести циклические испытания образцов с множественными концентраторами и модельных образцов с заклёпочным соединением и построить обобщённую кинетическую диаграмму усталостного разрушения для алюминиевого сплава Д16АТ. Определить коэффициенты уравнения Пэриса для усталостных трещин в испытанных образцах.

5. На основании полученных экспериментальных данных по кинетике роста усталостных трещин установить зависимость между коэффициентами m и C уравнения Пэриса для алюминиевого сплава Д16АТ и закономерности кинетических диаграмм усталостного разрушения. Определить статистические показатели для значений данных коэффициентов.

6. Разработать эмпирическую модель кинетики роста усталостных трещин для алюминиевых сплавов, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса и моделирует случайный рост трещин в зависимости от статистического распределения коэффициента m .

7. На основании полученных экспериментальных данных разработать математическую модель, соответствующее алгоритмическое и программное обеспечение для численного моделирования многоочагового повреждения заклёпочных соединений авиационных конструкций из алюминиевого сплава Д16АТ.

8. Произвести проверку и оценку точности разработанного метода численного моделирования многоочагового повреждения для прогнозирования ресурса авиационных конструкций с заклёпочными соединениями.

Представленные в работе исследования и положения, которые выносятся на защиту, отвечают формуле паспорта специальности 05.07.02 – Проектирование, производство и испытание летательных аппаратов по следующим пунктам:

– Исследование и разработка методов расчёта на прочность, устойчивость, жёсткость, надёжность, живучесть, а также определение ресурса

агрегатов ЛА из металлических сплавов и композиционных материалов. Методы прогнозирования несущей способности деталей и агрегатов ЛА;

– Теоретическое и экспериментальное обоснование критериев прочности и коэффициентов безопасности.

РАЗДЕЛ 2

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА Д16АТ

2.1. Лабораторные образцы и модельные элементы конструкции с множественными концентраторами напряжений

Для исследования многоочагового усталостного повреждения использовались оригинальные и стандартные методы и методики. Метод механических испытаний на усталость [77], а также специально разработанные методики регистрации длин трещин на образцах непосредственно в момент нагружения с использованием цифровой камеры [78].

2.1.1. Материалы и образцы для исследования многоочагового усталостного повреждения

Алюминиевые сплавы являются наиболее распространёнными конструкционными материалами при изготовлении авиационных конструкций. Несмотря на существующую тенденцию увеличения номенклатуры конструктивных элементов из композиционных материалов в современных самолётах (Ан-70, Ан-140, Ан-158, Ан-178, Boeing 787, А350) [79], основные несущие конструкции планера изготавливаются из алюминиевых сплавов Д16АТ (зарубежный аналог – сплав 2024-Т3) и В95Т1 (7075-Т6).

Образцы для исследования многоочагового усталостного повреждения изготавливались из листового алюминиевого сплава марки Д16АТ толщиной $1,5 \cdot 10^{-3}$ м [80]. В состоянии поставки лист имел габаритные размеры $4,0 \times 1,5$ м, нормальную точность изготовления, закалённый и искусственно состаренный, с обычной обработкой поверхности. На гильотине производилась вырубка заготовок образцов с последующим доведением заданных геометрических размеров фрезерованием.

Поверхность алюминиевого сплава Д16АТ покрыта лакирующим слоем. В качестве защитного лакирующего слоя используются материалы, которые в условиях действия коррозионной среды являются анодом по отношению к основному металлу, что обеспечивает его стабильную коррозионную защиту. Лакирование выполняется в процессе совместной горячей прокатки основного и лакирующего материалов. Для лакирования листов сплава Д16АТ, используется технически чистый алюминий марки АД1. Толщина лакирующего слоя на каждой стороне листа зависит от его толщины и назначения. Для листов толщиной $1,5 \cdot 10^{-3}$ м толщина лакирующего слоя составляет $6,0 \cdot 10^{-5}$ м, что соответствует 4% от общей толщины листа.

Химический состав и механические свойства сплава Д16АТ приведены в табл. 2.1 – 2.3 [80,81].

Таблица 2.1.

Основные компоненты (% массы) лакирующего слоя [80]

Химический состав лакирующего материала, %										
Al	Fe	Si	Cu	Mn	Zn	Ti	Mg	Другие примеси		Сумма допустимых примесей
								Каждый по отдельности	Сумма	
>99,30	0,30	0,30	0,02	0,025	0,1	0,15	0,05	0,02	-	0,70

Таблица 2.2.

Основные компоненты (% массы) алюминиевого сплава Д16 [80]

Химический состав алюминиевого сплава, %										
Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Другие примеси		Al
								Каждый по отдельности	Сумма	
0,50	0,50	3,8	0,30	1,2	0,1	0,25	0,15	0,05	0,15	93,05

Таблица 2.3.

Механические свойства алюминиевого сплава Д16АТ [81]

Материал	Предел прочности при растяжении, МПа	Предел текучести, МПа	Относительное удлинение, %	Модуль упругости, $E \cdot 10^{-5}$ МПа
Д16АТ	405	270	13	0,72
АД1	70	30	15	0,71

Для экспериментальных исследований многоочагового усталостного повреждения использовались плоские образцы с большим количеством концентраторов напряжения в виде отверстий диаметром $4,0 \cdot 10^{-3}$ м. Испытывалось два типа образцов. Первый тип – сплошной образец с 14 отверстиями, которые располагались в три ряда по 5, 4 и 5 отверстий соответственно (рис. 2.1а). Второй тип – составной образец, имеющий такие же, как у первого типа габаритные размеры и такое же количество отверстий и состоящий из двух пластин, соединённых между собой заклёпками (рис. 2.1б). Второй тип можно отнести к модельному образцу заклёпочного соединения обшивки в авиационных конструкциях. Заклёпочное соединение в образцах второго типа выполнялось в соответствии с принятыми на производстве технологиями.

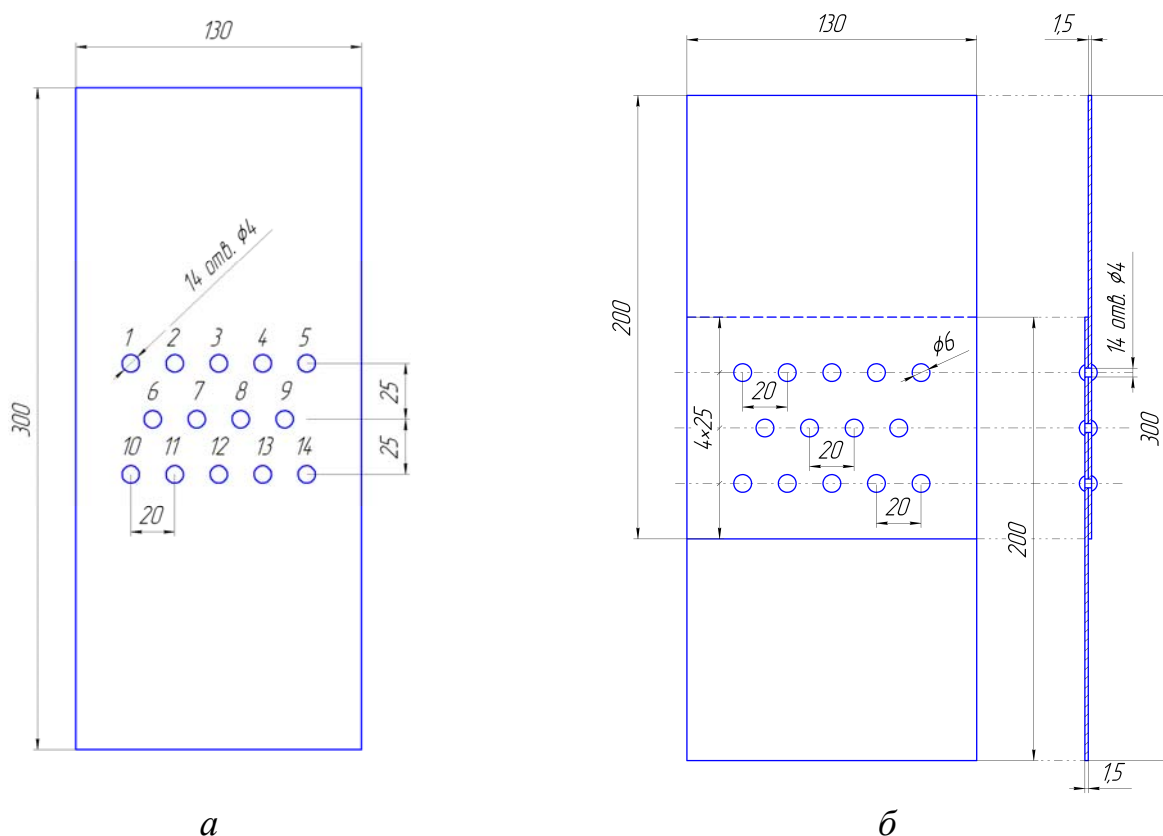


Рис. 2.1. Образцы для испытаний: а – сплошной образец с отверстиями под заклёпку; б – заклёпочное соединение, моделирующее фрагмент обшивки ЛА

Для наблюдения за процессами образования и распространения усталостных трещин отверстия в образцах нумеровались (рис. 2.1).

Для оценки взаимовлияния повышенных полей напряжения у отверстий в процессе нагружения исследовалась модель экспериментального образца в программе «*SolidWorks Premium 2009*» [82]. Моделировалось нагружение растягивающей нагрузкой $16,5 \cdot 10^3 \text{ Н}$, что, с учётом отверстий в сечении, соответствует напряжению в образце 100 МПа. Данное значение соответствует диапазону напряжений 80 МПа – 120 МПа для прочностных испытаний реальных авиационных конструкций. Установлено, что выбранное расстояние между рядами отверстий обеспечивает отсутствие влияния полей напряжений между отверстиями в рядах (рис. 2.2).

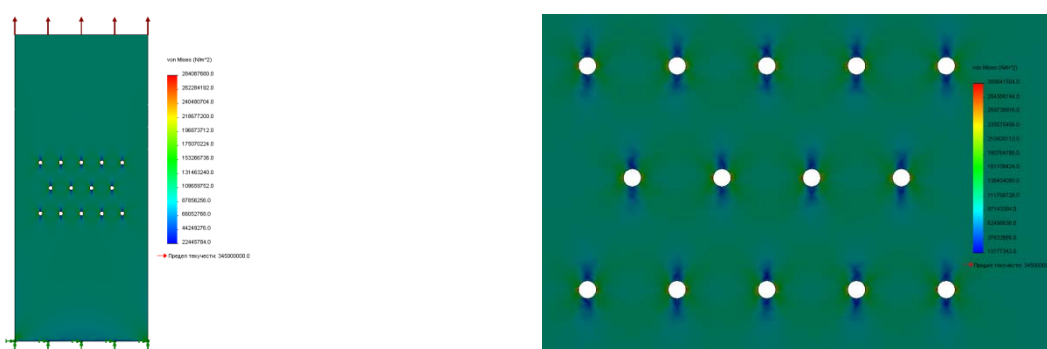


Рис. 2.2. Распределение напряжений у концентраторов для экспериментального образца

Усталостные трещины в соединениях с механическими видами крепежа (болты, заклёпки и т.п.) образуются, как правило, на контуре отверстий под крепёж, т.е. концентраторы напряжения в этом случае позволяют локализовать зону возникновения усталостных трещин. Локализация трещин происходит за счёт максимального действующего напряжения в точках на 3' и 9' [83]. Напряжение в точках $\sigma_{\max} = 3\sigma$, то есть коэффициента концентрации напряжений составляет 3 [84].

2.1.2. Методика подготовки образцов для исследования

В процессе подготовки образцов к испытаниям производилось сверление отверстий под заклёпку, около которых появляются и растут усталостные трещины. Следует отметить важность технологии сверления и обработки отверстий, от которой зависит чистота эксперимента.

Сверление отверстий выполнялось острым сверлом на сверлильном станке при высокой скорости вращения сверла. Выбиралось оптимальное усилие для хода сверла для предотвращения возникновения остаточной деформации и наплывов вблизи зоны сверления. Частота вращения шпинделя на холостом ходу составляла 1250 об/мин, и плавный ход сверла позволило выполнить отверстия с гладким профилем, без заусениц и наплывов.

После сверления отверстий проводилось их развёртывание с использованием специальной развёртки. Развёртывание – вид чистовой механической обработки отверстий резанием. Производят после предварительного сверления для получения отверстия с меньшей шероховатостью. Вращающийся инструмент – развёртка – снимает лезвиями мельчайшие стружки с внутренней поверхности отверстия. Частота вращения шпинделя на холостом ходу составляла 900 об/мин. Такая технология выполнения отверстий позволяет получить отверстия с гладкой поверхностью, что позволит избежать ускоренного зарождения трещин.

После сверления и развёртывания 14 отверстий выполнялось полирование поверхности образца в области концентраторов алмазной пастой – АСМ 60/40. Параметр шероховатости обработанной поверхности R_a составлял от $3,2 \cdot 10^{-7}$ м до $5,0 \cdot 10^{-8}$ м. Такая обработка обеспечивала надёжную регистрацию трещины на начальных стадиях её роста [85-87].

Образцы с заклёпочным соединением выполнялись на ГП «ЗАВОД 410 ГА» в соответствии с технологией производства заклёпочных соединений.

2.2. Оборудование для испытаний на усталость

Усталостные испытания в условиях осевого растяжения проводились на стандартном испытательном оборудовании – гидропульсирующей испытательной машине МУП-20 (рис. 2.3). Технические характеристики испытательной машины МУП-20 приведены в табл. 2.4.

Крепление образца на испытательной машине осуществлялось посредством специальных захватов с центрирующими отверстиями, что обеспечивало

равномерное распределение напряжения по сечениям образца, его центрирование и позволяло избежать перекоса образца в захватах. При затяжке восьми болтов риски на захватах, которые насечены под углом 45° , врезаются в образец, и предотвращают возможность его выхода из захватов.

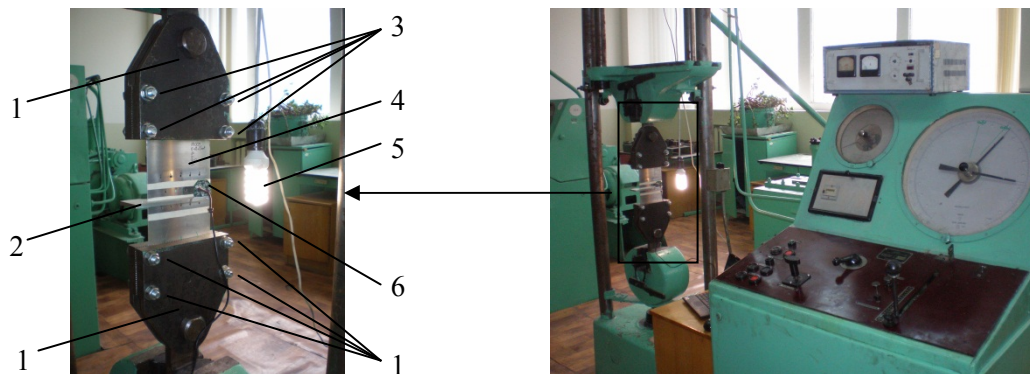


Рис. 2.3. Испытательная машина МУП-20:
1 – захваты; 2 – штатив для крепления камеры на образце;
3 – болты затяжные; 4 – образец; 5 – лампа; 6 – камера

Таблица 2.4.

Технические характеристики испытательной машины МУП-20 [88]

Назначение	Статические кратковременные, длительные и усталостные знакопостоянного цикла испытания образцов материалов и деталей
Виды испытаний	Растяжение, сжатие, изгиб, плотный загиб
Наибольшая кратковременная статическая нагрузка при испытаниях на растяжение	200 кН
Наибольшая кратковременная статическая нагрузка при испытаниях на сжатие и изгиб	200 кН
Точность измерения статической нагрузки	$\pm 1\%$
Пределы пульсирующих нагрузок	$+10 \div +100$ кН
Точность измерения пульсирующих нагрузок	$\pm 2\%$
Частота нагружения	315; 475; 625; 960 цикл / мин
Наибольшее расстояние между захватами при растяжении	500 мм
Толщина плоских образцов при растяжении (хвостовиков)	$0,5 \div 11$ мм
Общая мощность	4,59 кВт
Габаритные размеры	$2320 \times 2260 \times 2950$ мм
Масса	2390 кг

Установка состоит из собственно машины, пульсатора, пульта управления и маслопроводов (рис. 2.3).

Испытательная машина двухколонная, вертикальная, с гидравлическим приводом перемещения подвижной траверсы и с механическим приводом нижнего захвата. Рабочее усилие создаётся гидравлическим насосом высокого давления.

В пульте управления размещены:

- * гидравлический насос;
- * силоизмерительное устройство – шкала маятникового силоизмерителя и манометр минимального давления, служащие для регистрации показаний минимального и максимального циклов;
- * стабилизатор давления, предназначенный для автоматического поддержания заданной нагрузки при длительных испытаниях;
- * золотниковое устройство, предназначенное для распределения максимального и минимального давлений в системе;
- * механизм управления производительностью насоса и рейкой перепускного клапана, служащий для создания нагрузки и сброса масла в системе.

Пульсатор представляет собой бесклапанный одноплунжерный гидравлический насос, предназначенный для создания переменных циклических односторонних нагрузок на испытуемый образец.

Установка имеет жёсткую схему, образованную основанием, колоннами и верхней траверсой. К нижней неподвижной и верхней подвижной траверсе крепятся захват для образца. Регулирование расстояния между захватами для заданного размера образца производится путём подъёма верхней траверсы или опусканием нижней. Опускание нижней траверсы осуществляется электромотором через винтовую пару.

2.3. Программа экспериментальных исследований

Значительная часть нагрузок действующих на воздушное судно приходится во время полёта. К таким нагрузкам относится наддув гермокабины, манёвры и

порывы ветра при снижении или наборе высоты. Также на воздушное судно действуют нагрузки во время руления, пробега и разбега [89,90]. Количество циклов и соответствующие виды нагружения за 1000 часов полёта приведены в табл. 2.5.

Таблица 2.5.

Характеристики нагружения самолёта за 1000 часов полёта [90]

Вид нагружения	Количество циклов нагружения за 1000 часов полёта	Частота нагружения, циклов/мин.	Коэффициент нагружения
Порывы беспокойного ветра	$(1-15) 10^5$	0,3-5,0	0,05-0,70
Манёвры	$(1-5) 10^3$	5-20 за полет	0,1-0,7
Давление в кабине	$(2-10)10^3$	1 за полет	0,2-0,4
Неровности аэродрома	$(1-5) 10^5$	1-5	0,05-0,70
Колебания элементов конструкции (бафтинг и т.п.)	$(0,7-5) 10^7$	2-20	0,01-0,05
Вибрация от двигателей	$(0,7-3) 10^8$	20-100	0,005-0,02
Акустические вибрации	$(0,5-50) 10^9$	100-10000	0,001-0,01

В связи с необходимостью обеспечения жизнеспособности пассажиров на высотах $(8,0 \div 12) \cdot 10^3$ м, давление в кабине самолёта необходимо поддерживать порядка 0,073 МПа, что соответствует высоте $2,2 \cdot 10^3$ м. Учитывая тот факт, что давление на высоте $1,2 \cdot 10^4$ м составляет примерно 0,019 МПа следует осуществлять наддув воздуха в кабину, то есть компенсировать разницу давления в 0,054 МПа. При наддуве герметической кабины самолёта избыточным давлением фюзеляж подвергается действию двухосного напряженного состояния (рис. 2.4).

Осевое (σ_x) и окружное (σ_y) напряжение, действующее на фюзеляж диаметром 4 м с толщиной обшивки $1,5 \cdot 10^{-3}$ м в процессе полёта на высоте $1,2 \cdot 10^4$ м можно рассчитать по следующим зависимостям:

$$\sigma_x = \frac{\Delta P \cdot r_f}{2\delta} = \frac{0,054 \cdot 2}{2 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3}} = 36 \text{ МПа}; \quad (2.1)$$

$$\sigma_Y = 2\sigma_X = \frac{\Delta P \cdot r_f}{\delta} = \frac{0,054 \cdot 2}{1,5 \cdot 10^{-3}} = 72 \text{ МПа}, \quad (2.2)$$

где ΔP – разница давлений в герметической кабине фюзеляжа и за её пределами;
 r_f – внешний радиус фюзеляжа; δ – толщина обшивки фюзеляжа.

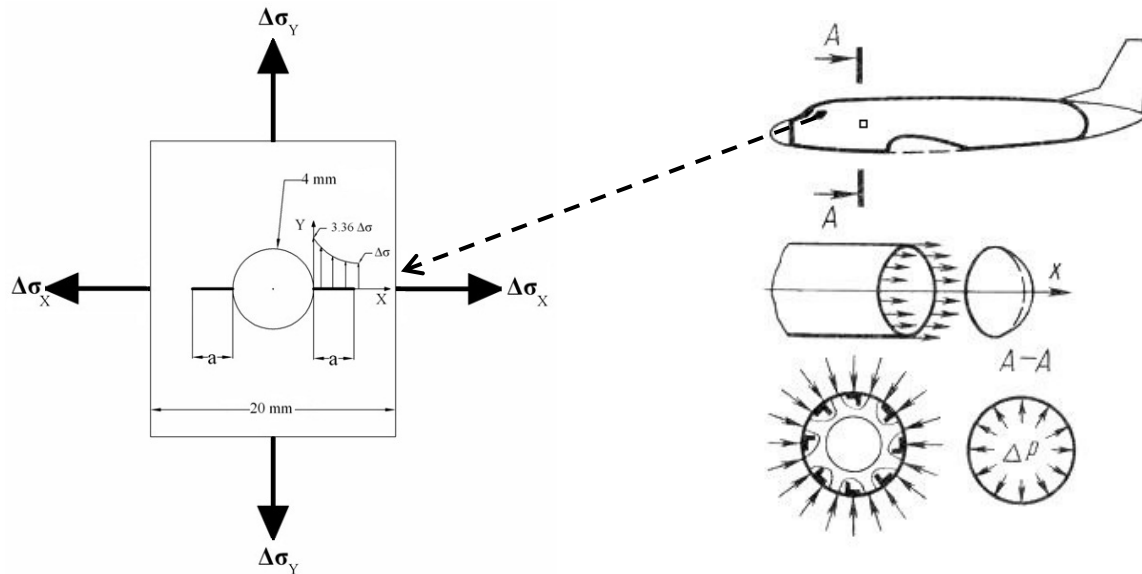


Рис. 2.4. Нагрузка, действующая на фюзеляж от избыточного давления в герметической его части

Сложное напряжённое состояние можно заменить одноосным растяжением в соответствии четвертой (энергетической) теорией прочности (теория наибольшей удельной потенциальной энергии формоизменения). Расчёт эквивалентного напряжения даёт

$$\sigma_{\text{экв.}} = \sqrt{0,5 \left[(\sigma_Y - \sigma_X)^2 + (\sigma_X - \sigma_Z)^2 + (\sigma_Z - \sigma_Y)^2 \right]} = 62 \text{ МПа}, \quad (2.3)$$

где σ_X – осевое напряжение определённое по формуле (2.1); σ_Y – окружное напряжение определённое по формуле (2.2); σ_Z – радиальное напряжение, которое для рассматриваемого случая равно 0.

Согласно данной теории количество потенциальной энергии формоизменения, накопленной к моменту наступления опасного состояния (текучести материала), одинаково как при сложном напряжённом состоянии, так и при простом растяжении.

Полёт ВС в турбулентной атмосфере, выполнение им различных манёвров приводит к увеличению действующего в обшивке напряжения от избыточного

давления, которое может достигать значения до 120 МПа. Таким образом, фрагмент обшивки в виде образца с отверстиями и фрагмент панели в виде заклёпочного соединения, нагружаемые растягивающей циклической нагрузкой с коэффициентом асимметрии $R = 0$, корректно моделируют эксплуатационное нагружение реальной конструкции самолёта – панели обшивки фюзеляжа. Режимы нагружения при испытаниях выбирались в соответствии с нормативными требованиями [89,91].

В процессе исследований была испытана группа образцов при различном уровне максимального напряжения в цикле (σ_{\max}). Первая партия образцов состояла из трёх образцов с отверстиями и одного образца с заклёпочным соединением и подвергалась нагружению с напряжением $\sigma_{\max} = 80$ МПа. Вторая партия – из трёх образцов с отверстиями и одного образца с заклёпочным соединением нагружалась напряжением $\sigma_{\max} = 100$ МПа. И третья партия по аналогии с двумя предыдущими партиями – напряжением $\sigma_{\max} = 120$ МПа. Сводные таблицы с номерами образцов, номерами их отверстий, уровнем напряжения, очередностью и временем появления трещин будут приведены в разделе 3 (табл. 3.1, 3.2).

2.4. Методика регистрации и измерения длин усталостных трещин

Основная методическая задача при экспериментальном исследовании усталостного разрушения испытуемых образцов, которая решалась в работе, состояла в том, чтобы все операции по регистрации и измерению размеров трещин производить на образцах без прерывания их нагружения. Исследование состояния образцов с остановкой нагружения, как и их освобождение от захватов, может приводить к нарушению идентичности условий эксперимента.

Для обеспечения непрерывного контроля потенциальных зон разрушения у отверстий с целью регистрации появления трещин и для измерения длины растущих трещин использовалась цифровая камера *Logitech QuickCam E3500* (рис. 2.5). Получение качественного изображения трещин обеспечивалось

креплении камеры с помощью специально разработанного штатива непосредственно на образце [78].

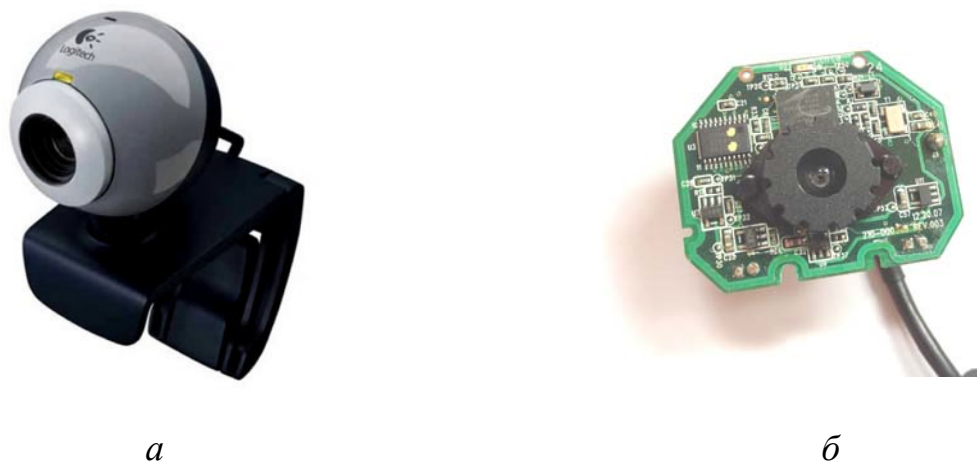


Рис. 2.5. Цифровая камера *Logitech QuickCam E3500*:
а – камера в корпусе; *б* – плата камеры с линзой

Управление камерой *Logitech QuickCam E3500* осуществилось через персональный компьютер с использованием оригинального программного обеспечения *Logitech WebCam 1.10.1113.0 Software (ENU)*. Окно программы изображено на рисунке 2.6. Подключение камеры к персональному компьютеру выполнялось через порт *USB 2.0*.

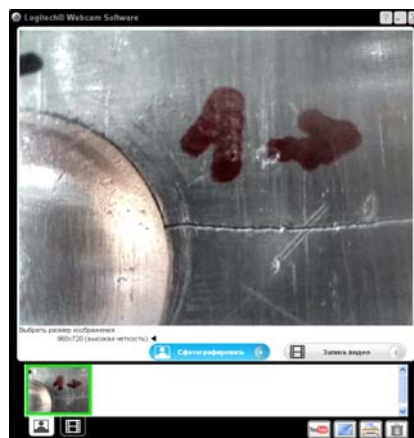


Рис. 2.6. Окно программы *Logitech WebCam 1.10.1113.0 Software (ENU)* для фото- и видеосъемки трещин

С целью уменьшения инерционных сил при колебании камеры на образце и для обеспечения возможности ручной регулировки резкости, плата камеры с линзой была освобождена от корпуса (рис. 2.5б).

Для крепления камеры на образце был разработан специальный штатив (рис. 2.7), который обеспечивал перемещение камеры и позволял фотографировать каждую зоны поврежденности у отверстий. В штативе выполнена прорезь для установки платы камеры. Ширина прорези соответствует толщине платы камеры, это даёт возможность камере устанавливаться в прорезь с натягом. Использование штатива позволяет получать снимки на одинаковом фокусном расстоянии, а крепление его на образце устраняет размытость снимков (*.jpg).

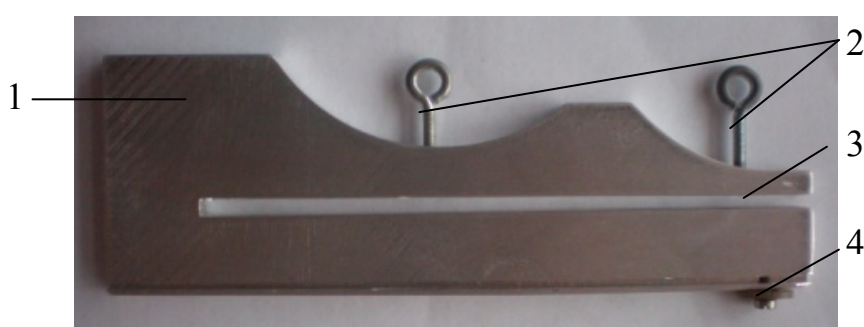


Рис. 2.7. Штатив для крепления камеры на образце:
1 – тело штатива; 2 – прижимные винты для фиксации штатива на образце;
3 – щель для образца; 4 – винт крепления камеры на штативе

Штатив был вырезан на фрезерном станке с листового алюминиевого сплава Д16, толщиной $5,0 \cdot 10^{-3}$ м. Это позволило обеспечить минимальную массу при необходимой его жёсткости.

Крепление камеры на образце с использованием штатива представлено на рис. 2.8.



Рис. 2.8. Установка цифровой камеры *Logitech QuickCam E3500* на образце

Программное обеспечение *Logitech WebCam 1.10.1113.0 Software (ENU)* позволяет выполнить настройки таким образом, что в момент создания снимка трещины на нём автоматически регистрируется время (в секундах) каждой фотографии, что позволяет по частоте нагружения определять число циклов на момент фотографирования. На снимках также отображается порядковый номер отверстия, сама трещина, а также направление её роста (рис. 2.6). Так же, настройки программы *Logitech WebCam 1.10.1113.0 Software (ENU)* дают возможность установить интервал автоматического фотографирования конкретной трещины. Необходимо отметить, что если трещина растёт дискретно, то при различной длине, она имеет разную скорость роста. Для малой трещины прирост её длины достаточно мал, и нет необходимости часто делать снимок (частота съёмки 1 кадр за 300 секунд). При трещинах длиной порядка $8,0 \cdot 10^{-4}$ м частота снимков увеличивалась с $1/300 \text{ с}^{-1}$ до $1/120 \text{ с}^{-1}$, и при размере трещины более $1,27 \cdot 10^{-3}$ м частота составляла $1/10 \text{ с}^{-1}$.

В процессе эксперимента фиксировалась очерёдность появления трещин.

Длины образовавшихся трещин при заданном числе циклов нагружения определялись с использованием программы «*Scale 1.0*» (рис. 2.9). Эта программа даёт возможность определять расстояние в пикселях между двумя точками, выбранными оператором. Для перевода данного значения в метрическое измерение использовались переводные коэффициенты (рис. 2.10).

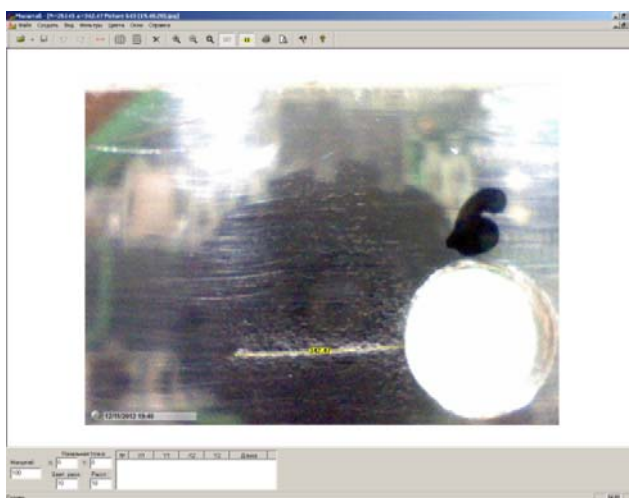


Рис. 2.9. Интерфейс программы «*Scale 1.0*»



$$a_1 = 3,14 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

$$N_1 = 230584 \text{ циклов}$$



$$a_6 = 1,23 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

$$N_6 = 230784 \text{ циклов}$$



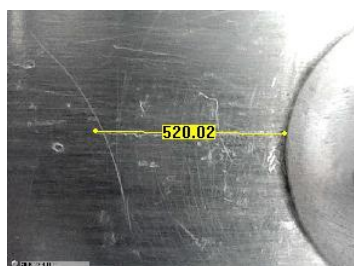
$$a_7 = 1,52 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

$$N_7 = 230851 \text{ циклов}$$

Рис. 2.10. Определение длин трещин у отверстий
в экспериментальном образце с отверстиями

Для составных образцов процедура измерения длин трещин не отличалась от способа измерения трещин в образцах с отверстиями. Разница заключалась лишь в том, что отверстие под заклёпку на составных образцах прикрывается головкой заклёпки. Длина начальной трещины a_0 , которая выходила из-под головки заклёпки, составляла, приблизительно, $2,7 \cdot 10^{-4}$ м. Это обусловлено тем, что если от диаметра головки заклёпки ($6,0 \cdot 10^{-3}$ м) отнять диаметр отверстия ($4,0 \cdot 10^{-3}$ м), тогда головка заклёпки будет закрывать отверстие кольцом шириной $1,0 \cdot 10^{-3}$ м. В данном случае длина начальной трещины будет меньше аналогичной величины в образцах без заклёпки на $1,0 \cdot 10^{-3}$ м (рис. 2.11).

Образец с заклёпочным соединением является составным, состоящим из двух частей. Поэтому у него имеется в два раза больше источников возникновения усталостных трещин. Особенность исследования поврежденности таких образцов состоит в том, что необходимо наблюдать появление трещин как на лицевой стороне образца, так и на тыловой его стороне.



$$a_5 = (7,32 + 1,0) \cdot 10^{-3} = 8,32 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

$$N_5 = 260931 \text{ циклов}$$



$$a_5 = (6,16 + 1,0) \cdot 10^{-3} = 7,16 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

$$N_5 = 280924 \text{ циклов}$$

Рис. 2.11. Определение длин трещин у отверстий
в экспериментальном образце с заклёпочным соединением

2.5. Методика представления экспериментальных данных по кинетике роста усталостных трещин

Экспериментальные данные, полученные в результате испытаний образцов с множественными концентраторами, обрабатывались в программном пакете *Microsoft Excel 2010*.

Так как при регистрации трещин цифровой камерой момент создания снимков маркировался временем t в секундах, циклическая наработка N определялась с учётом частоты нагружения f по формуле:

$$N = t \cdot f. \quad (2.1)$$

Длины трещин определялись по формуле:

$$a = a' \cdot z, \quad (2.2)$$

где a – длина трещины в метрах; a' – длина трещины в программных единицах; z – переводной коэффициент, который равняется $1,4085 \cdot 10^{-5}$.

Переводной коэффициент для пересчёта пикселей в миллиметры определялся путём измерения расстояния между двумя точками на металлографическом микроскопе ММР-4 при увеличении $\times 100$ и сравнением с разметочной шкалой. Измеренное расстояние фотографировалось камерой и определялась его величина в пикселях. Переводной коэффициент в (2.2) определялся делением полученного значения в миллиметрах на соответствующее количество пикселей.

Для каждой трещины строилась зависимость её длины от количества циклов $a = f(N)$ (рис. 2.12).

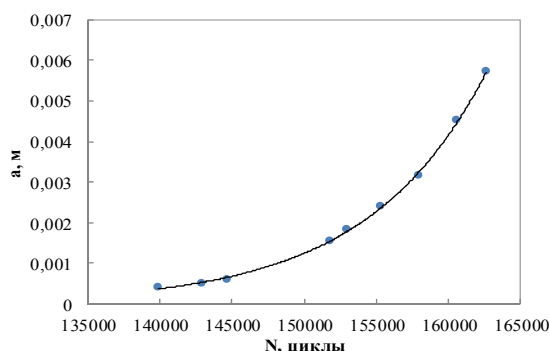


Рис. 2.12. График зависимости длины трещины от количества циклов нагружения

Полученные данные о количестве циклов и длине трещины в процессе её роста использовались для построения кинетической диаграммы усталостного разрушения – зависимости скорости роста трещины от коэффициента интенсивности напряжения $da / dN = f(\Delta K)$ [92].

Коэффициент интенсивности напряжения определялся по формуле (1.6). Для его корректного вычисления необходимо определить номинальные (брутто) и реальные (нетто) напряжения в сечениях образца (рис. 2.1) с учётом отверстий и имеющихся трещин.

Номинальное напряжение σ_n , действующее в сечении образца с отверстиями, рассчитывалось по формуле:

$$\sigma_n = \frac{F}{(l - kd)b}, \quad (2.4)$$

где F – сила, приложенная к образцу; l – ширина образца; k – количество отверстий в сечении; d – диаметр отверстий; b – толщина образца.

При размещении отверстий в образце в три ряда по 5, 4 и 5 отверстий напряжение в среднем ряду (4 отверстия) будет меньше при действующей нагрузке, чем в сечениях с 5-ю отверстиями. Это учитывалось при расчёте КИН.

При использовании образцов с множественными концентраторами необходимо учитывать также перераспределение напряжения в сечении образца из-за всех появившихся трещин в рядах отверстий.

Реальное (нетто) напряжение, действующее в сечении, рассчитывалось по формуле:

$$\sigma_{\text{реал.}} = \frac{F}{\left[(l - kd) - \sum_{i=1}^{2k} a_i \right] b}, \quad (2.5)$$

где $\sum_{i=1}^{2k} a_i$ – суммарная длина всех трещин в сечении.

Для пластины с отверстием радиусом r , из которого исходит трещина длиной a (рис. 1б) параметр $Y(a)$ определялась в соответствии с формулой (1.13) [25].

Уравнение (1.13) описывает влияние на КИН в вершине трещины поля повышенного напряжения из-за эффекта концентрации. Из (1.13) следует, что влияние зоны концентрации напряжений на КИН заканчивается при $a/r \cong 2$, когда $Y(a) \rightarrow 1$. Для рассматриваемой конструкции это соответствует длине трещины $a = 4,0 \cdot 10^{-3}$ м. Таким образом, рост трещины от начального размера $a_0 = 1,27 \cdot 10^{-3}$ м ($Y(a) = 1,63$) до $a = 4,0 \cdot 10^{-3}$ м осуществляется в поле повышенных напряжений. Для всех образовавшихся трещин в различные моменты времени были получены числовые значения функции $Y(a_i)$ в соответствии уравнения (1.13).

По имеющимся данным о размерах трещины $(a_0; a_1; a_2; \dots; a_n)$ при соответствующих значениях числа циклов $(N_0; N_1; N_2; \dots; N_n)$ определялась скорость её роста. Для этого вычислялась первая производная кривой роста как отношение приращения длины трещины за соответствующий интервал наработки (табл. 2.6).

Таблица 2.6.

Алгоритм определение скорости роста усталостных трещин в экспериментальных образцах

№ п/п	Приращение длины трещины	Интервал наработки	Скорость роста трещины
1.	$\Delta a_1 = a_1 - a_0$	$\Delta N_1 = N_1 - N_0$	$V_1 = \Delta a_1 / \Delta N_1$
2.	$\Delta a_2 = a_2 - a_1$	$\Delta N_2 = N_2 - N_1$	$V_2 = \Delta a_2 / \Delta N_2$
3.	$\Delta a_3 = a_3 - a_2$	$\Delta N_3 = N_3 - N_2$	$V_3 = \Delta a_3 / \Delta N_3$
...
n.	$\Delta a_n = a_n - a_{n-1}$	$\Delta N_n = N_n - N_{n-1}$	$V_n = \Delta a_n / \Delta N_n$

По значениям V и соответствующим им ΔK строились кинетические диаграммы усталостного разрушения.

Для определения числа циклов до появления трещины начального размера a_0 зависимости длины трещины от числа циклов $a = f(N)$ экстраполировались до значения a_0 и определялось соответствующее этому значению число циклов

N_0 . В качестве начальной длины трещины было принято значение $a_0 = 1,27 \cdot 10^{-3}$ м (0,05 дюйма) [25].

Трещины, которые не достигли длины a_0 , также учитывались при расчёте реального действующего напряжения в сечении для уравнения (2.5).

Выводы по Разделу 2

В разделе решены задачи диссертационной работы, касающиеся методического обеспечения проводимых экспериментальных исследований. Разработан и апробирован комплекс методик для исследования усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ при циклическом нагружении образцов с множественными концентраторами. Разработанное методическое обеспечение включает.

1. Разработана конструкция плоских образцов для циклических испытаний, в которых расположены 14 отверстий диаметром, соответствующим размеру заклёпки для обшивки самолётов.

2. Разработана конструкция плоских составных образцов для циклических испытаний, моделирующих заклёпочное соединение внахлёт из 14 заклёпок в три ряда.

3. Разработана методика циклических испытаний плоских образцов с множественными концентраторами напряжения в виде отверстий.

4. Разработана методика непрерывной регистрации и измерения размеров усталостных трещин на образце в процессе его нагружения. Методика базируется на использовании цифровой камеры, которая крепится с помощью специального штатива непосредственно на образце. Это даёт возможность производить корректные измерения размеров трещин в процессе нагружения без остановки испытательной машины.

5. Разработана методика определения размеров трещин по их цифровым фотографиям, время получения которых согласовано с циклической наработкой.

РАЗДЕЛ 3

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МНОГООЧАГОВОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫХ И МОДЕЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ

3.1. Статистические показатели циклической наработки до образования начальных усталостных трещин

Для решения практических задач прогнозирования времени до разрушения авиационных конструкций при MSD используются методы, основанные на моделировании процессов образования и роста усталостных трещин у отверстий в заклёпочных соединениях. При обзоре состояния проблемы отмечалось, что наработка до образования трещины заданной начальной длины a_0 , так называемая концепция ТТСІ, является одним из основных критериев оценки усталостного ресурса ВС (п. 1.3).

Так как усталостные трещины с заданным начальным размером a_0 образуются в случайные моменты времени (циклической наработки N_0), данный параметр является случайной величиной, которая описывается соответствующей функцией $F(N_0)$ или плотностью $f(N_0)$ распределения. Как было отмечено в п. 1.3 настоящей работы, в мировой практике расчётов на долговечность заклёпочных соединений принимается, что данное распределение описывается двухпараметрическим законом Вейбулла:

$$F(N_0) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{N_0}{\beta} \right)^\alpha \right]; \quad (3.1)$$

$$f(N_0) = \frac{\alpha}{\beta} \left(\frac{N_0}{\beta} \right)^{\alpha-1} \exp \left[- \left(\frac{N_0}{\beta} \right)^\alpha \right], \quad (3.2)$$

где N_0 – количество циклов до образования трещины начальной длины a_0 ; α – параметр масштаба; β – параметр формы.

Распределение (3.1) является ключевым при построении математических моделей MSD как теоретических [93], так и численных [94-96].

В этой связи в настоящей работе изучались особенности случайного образования усталостных трещин в образцах с отверстиями и образцах с заклёпочным соединением [97,98], которое моделирует фрагмент обшивки ЛА. В качестве начальных трещин в образцах с отверстиями принимались трещины длиной $a_0 = 1,27 \cdot 10^{-3}$ м, а в образцах с заклёпочным соединением – $a_0 = 2,7 \cdot 10^{-4}$ м.

Результаты экспериментальных исследований циклической наработки до образования начальных усталостных трещин приведены в таблицах 3.1 и 3.2. Там же указана очерёдность появления трещин в образцах.

Таблица 3.1.

Показатели циклической наработки до образования трещины начального размера в образцах с отверстиями

Максимальное действующее напряжение в цикле, МПа	№ образца	Номер отверстия и направление трещины	Очерёдность образования трещины	N_0 , циклы
1	2	3	4	5
80	007	6 левая	1	282089
		6 правая	2	399557
	008	10 левая	1	223752
		14 правая	2	270995
		10 правая	3	255607
		5 левая	4	231600
		9 левая	5	248837
		14 левая	6	263032
		8 левая	7	280204
		7 левая	8	292279
		9 правая	9	286843
	009	6 левая	1	261888
		6 правая	2	265164
		7 правая	3	276419
		7 левая	4	285678
8 левая		5	274317	
100	001	5 правая	1	182775
		9 левая	2	140979
		10 правая	3	196762
		11 правая	4	188474
		13 левая	5	153298
		13 правая	6	194749

Продолжение таблицы 3.1.

1	2	3	4	5
100	002	7 левая	1	232521
		6 левая	2	240687
		1 правая	3	213534
		5 правая	4	291558
		7 правая	5	231275
		1 левая	6	275772
		6 правая	7	296318
		9 левая	8	281670
		4 правая	9	239102
		3 правая	10	290256
		8 левая	11	289943
	003	10 правая	1	174641
		4 правая	2	239264
		6 левая	3	217320
		1 левая	4	226208
		10 левая	5	206503
120	004	1 правая	6	213712
		10 левая	1	90425
		14 левая	2	103356
		14 правая	3	110471
		1 левая	4	129445
		10 правая	5	123242
	005	13 левая	6	126936
		1 левая	1	131013
		9 левая	2	139729
		9 правая	3	140909
		4 правая	4	150625
		14 левая	5	147103
		14 правая	6	155461
		7 правая	7	143085
		2 правая	8	154375
		8 правая	9	146708
		7 левая	10	159552
		8 левая	11	150213
		10 левая	12	158515
		13 правая	13	146020
	006	11 правая	14	163180
		1 правая	15	164289
		5 правая	1	138918
		1 правая	2	150837
6 правая		3	164316	
7 правая		4	176036	
14 левая		5	178920	
4 левая		6	175677	
1 левая		7	179610	
6 левая		8	177174	
5 левая	9	177419		
3 левая	10	179586		

Таблица 3.2.

Показатели циклической наработки до образования трещины начального размера в образцах с заклёпочным соединением

Максимальное действующее напряжение в цикле, МПа	№ образца	Номер отверстия и направление трещины	Очередность образования трещины	N_0 , циклы
80	012	1 правая	1	229844
		1 левая	2	274251
		5 левая	3	311398
		5 правая	4	296437
100	010	5 левая	1	206881
		5 правая	2	265136
120	011	28 левая	1	180045
		27 левая	2	180544
		27 правая	3	188996

Распределение количества трещин по отверстиям (для группы из 9-ти образцов с отверстиями) показывает, что независимо от расположения отверстий образование трещин является равновероятным (рис. 3.1).

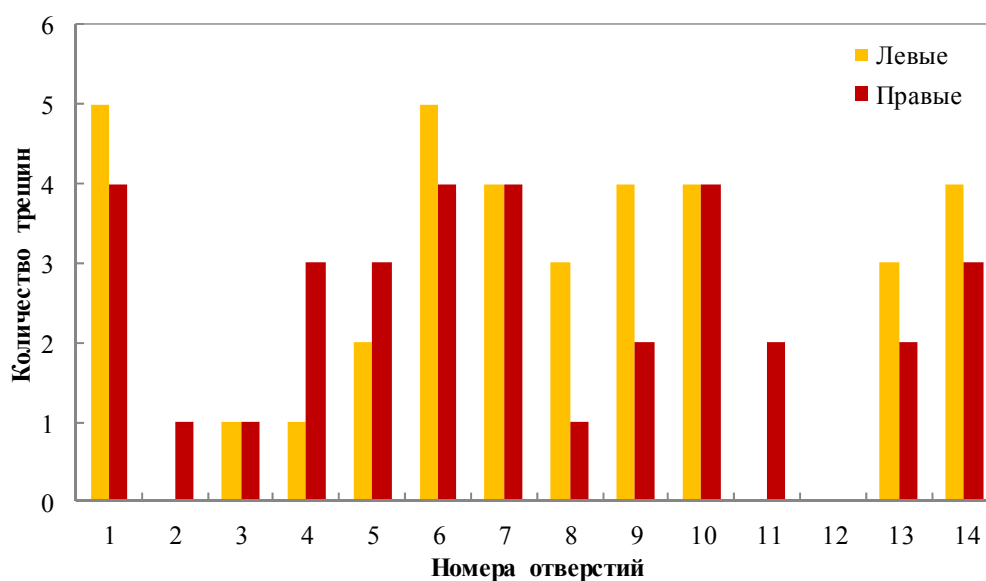


Рис. 3.1. Гистограмма распределения количества трещин по номерам отверстий в образцах без заклёпок

Анализ очередности появления трещин показывает, что расположение отверстий в образце не оказывает влияния на трещинообразование. Матрица распределения появления трещин у отверстий (табл. 3.3) и её графическое представление (рис. 3.2) показывает, очередность появления трещин в образцах случайна и имеет равномерное распределение по отверстиям.

Таблица 3.3.

Матрица распределения появления трещин в каждом отверстии

Номер отверстия \ Очередность появления трещин	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	1				2	2	1			2				
2	1			1		3			2					2
3	1					2	1		1	2				1
4	2			1	1		2				1		1	
5								1	1	2			1	3
6	1			1	1								2	2
7	1						2	1						
8	1	1				1								
9					1	1		1	1					
10			1				1		1					
11				1				1						
12			1							1	1			
13								1					1	
14														
15	1													

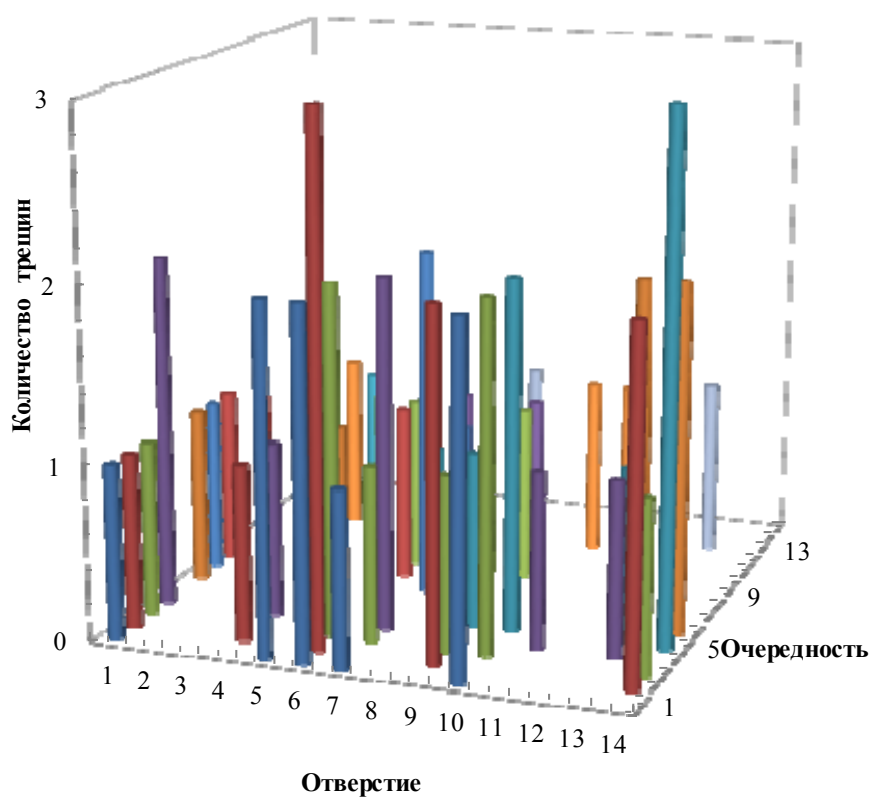


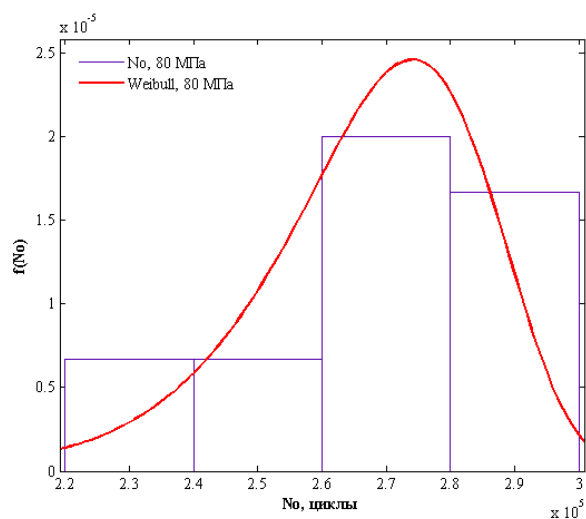
Рис. 3.2. Гистограмма распределения очередности и количества трещин в каждом отверстии из группы 9-ти образцов

В разделе 1 (п. 1.3) отмечалось, что на основании обширных экспериментальных данных по MSD для самолётных конструкций из алюминиевых сплавов установлены законы распределения наработки до появления усталостной трещины начального размера a_0 . Несмотря на существование разных предположений о таком распределении (логарифмически нормальное, нормальное) обычно принимается, что число полётных циклов до формирования начальной трещины у отверстия под заклёпку описывается двухпараметрическим законом Вейбулла (3.1) и (3.2). При этом значения параметра формы α привязаны к конструктивному элементу ВС – от $\alpha = 4$ (для самолёта в целом) до $\alpha = 8$ (для критической детали при нагружении от перепада давления) [18]. Значение масштабного коэффициента β принимается как величина проектного ресурса ВС [25]. В этой связи представляет интерес вопрос о распределении циклической наработки до появления начальных трещин в используемых образцах с множественными концентраторами.

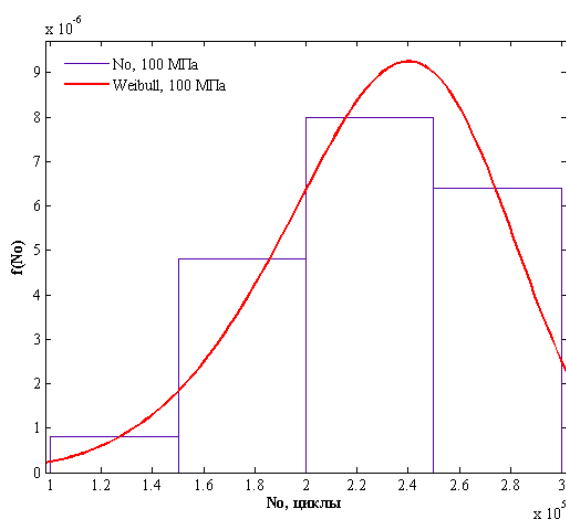
Следует отметить, что данное распределение является одним из базовых факторов для построения и реализации адекватной модели численного моделирования MSD методом Монте-Карло.

Эмпирические гистограммы количества циклов N_0 до образования начальной трещины в образцах с отверстиями при трёх значениях максимального напряжения в цикле приведены на рис. 3.3. Там же показана аппроксимация данных гистограмм графиками плотности распределения Вейбулла. Соответствие эмпирических распределений законом Вейбулла можно признать удовлетворительным.

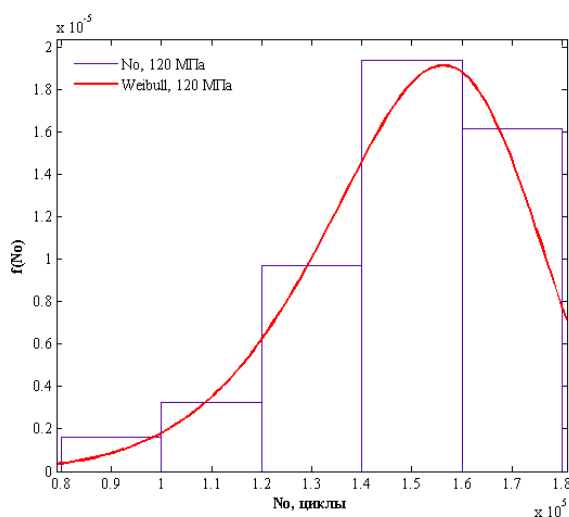
Статистическая обработка полученных экспериментальных данных кроме анализа плотности распределения производилась путём построения функции распределения случайной величины N_0 на вероятностной сетке, соответствующей распределению Вейбулла (рис. 3.4). Полученные графики также свидетельствуют о соответствии экспериментальных данных по распределению N_0 закону Вейбулла.



а



б



в

Рис. 3.3. Эмпирические гистограммы количества циклов до образования начальной трещины N_0 и их аппроксимация графиками плотности распределения Вейбулла в образцах с отверстиями: а – при максимальном напряжении в цикле $\sigma_{\max} = 80$ МПа; б – при $\sigma_{\max} = 100$ МПа; в – при $\sigma_{\max} = 120$ МПа

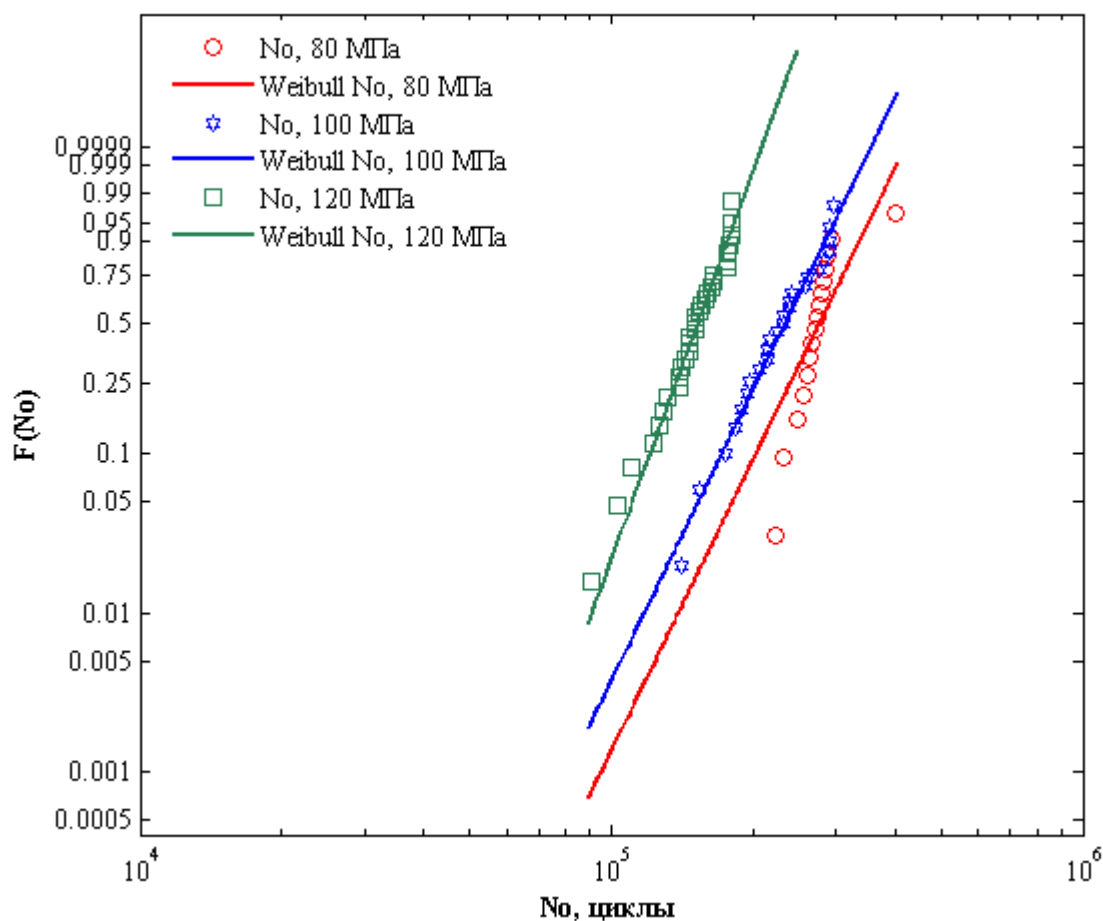


Рис. 3.4. Функции распределения количества циклов N_0 для трёх уровней максимального напряжения в цикле на вероятностной сетке распределения Вейбулла

Значения параметров распределения Вейбулла для наработки до образования начальных усталостных трещин в образцах с множественными концентраторами приведены в табл. 3.4.

Таблица 3.4.

Параметры распределения количества циклов N_0 до образования трещины размером a_0

Максимальное напряжение в цикле, МПа	Объём выборки	Среднее значение N_0	Дисперсия N_0	Параметр формы α	Параметр масштаба β
80	16	271390	$2,6690 \cdot 10^8$	6,12418	402745
100	25	229575	$1,9007 \cdot 10^9$	6,13281	338119
120	31	149725	$4,7144 \cdot 10^8$	8,19795	217238

Полученные данные являются входными параметрами разработанной модели для численного моделирования MSD методом Монте-Карло (раздел 4).

3.2. Стадии многоочагового повреждения лабораторных и модельных образцов

Число циклов N_0 характеризует способность материала сопротивляться образованию усталостных трещин. Для образцов с одной трещиной эта наработка отождествляется с первой стадией усталостного разрушения. Вторая стадия разрушения для таких образцов – это период роста усталостной трещины. Для испытываемых образцов с множественными концентраторами наработка N_0 также характеризует первую стадию усталостного разрушения, а в качестве второй стадии можно рассматривать период многоочаговой поврежденности, связанный с множественным разрушением перемычек между отверстиями за счёт роста и объединения MSD-трещин. Рассмотрим эти две стадии многоочагового разрушения на двух типах испытываемых образцов – на образцах с отверстиями и на образцах с заклёпками.

На рис. 3.5 показаны зависимости продолжительности первой стадии усталостного разрушения (средние значения) от действующих напряжений в цикле для двух типов испытываемых образцов.

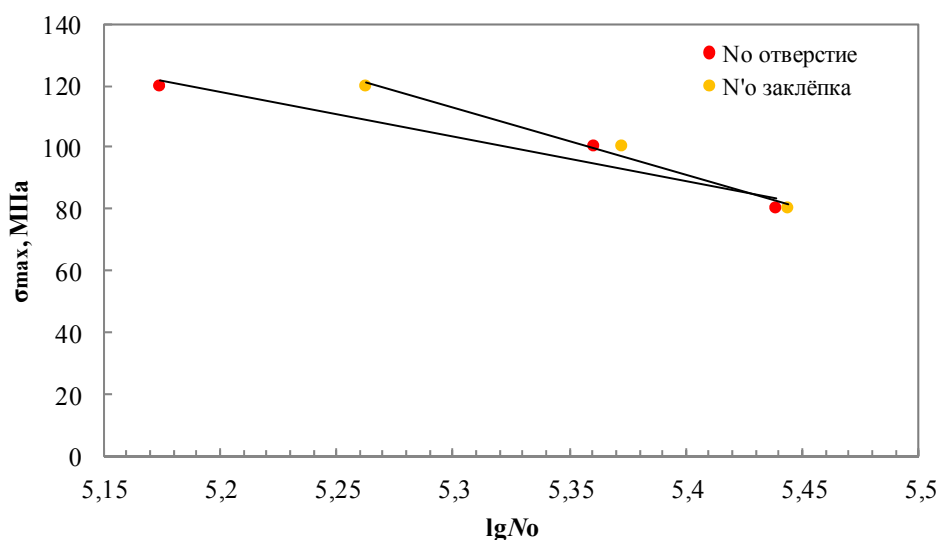


Рис. 3.5. Кривые усталости до образования усталостных трещин для образцов с отверстиями и для образцов с заклёпочным соединением

Из приведённых графиков видно, что для образцов с заклёпочным соединением период до образования начальных трещин больше, чем для образцов с отверстиями при равном уровне максимально действующего в цикле напряжения. Данный эффект наиболее выражен при высоком уровне напряжений. С уменьшением напряжения упрочняющий эффект заклёпок уменьшается и при $\sigma_{\max} = 80$ МПа практически не проявляется.

Определим количественные соотношения между стадиями многоочагового повреждения для двух типов испытываемых образцов.

Взаимосвязь между стадиями многоочагового разрушения – стадией до образования начальной усталостной трещины (N_0), стадией роста трещин ($N_{\text{роста}}$) и стадией до полного разрушения образцов ($N_{\text{разруш.}}$) описывается выражением

$$N_{\text{роста}} = N_{\text{разруш.}} - N_0. \quad (3.3)$$

В результате экспериментальных исследований были получены параметры двух стадий усталостного повреждения приведённые в таблице 3.5.

Таблица 3.5.

Количество циклов до появления трещин (N_0) и количество циклов соответствующих предельному состоянию ($N_{\text{разруш.}}$)

Максимальное действующее напряжение в цикле, МПа	№ образца	N_0 , циклы	$N_{\text{разруш.}}$, циклы
1	2	3	4
80	007	282089	433102
		399557	447551
	008	223752	299569
		270995	315128
		255607	293886
		231600	369588
		248837	340752
		263032	326957
		280204	340591
		292279	331618
		286843	303616

Продолжение таблицы 3.5.

1	2	3	4
80	009	261888	289681
		265164	288183
		276419	298773
		285678	286619
		274317	292505
100	001	140979	280077
		153298	278489
		188474	258564
		196762	265287
		194749	248031
		182775	250249
	002	232521	329192
		240687	339269
		213534	292477
		259719	424916
		256936	327479
		291558	345275
		231275	368641
		275772	298170
		296318	323673
		281670	323497
	003	239102	357019
		174641	238974
		239264	368610
		217320	290013
		226208	228464
		206503	237131
	120	004	213712
90425			142663
103356			132805
110471			133058
129445			173286
123242			139390
005		126936	143953
		131013	183923
		139729	172634
		140909	171717
		147103	168168
		155461	193427
		143085	185801
		154375	198789
146708	170382		
150213	171091		
146020	175940		

Продолжение таблицы 3.5.

1	2	3	4
120	006	138918	191074
		150837	204245
		164316	201879
		176036	221473
		178920	214081
		175677	197100
		179610	200257
		177174	197000
		177419	188327
		179586	189918
Заклёпка 100	010	206881	303967
		265136	309314
Заклёпка 120	011	180045	220851
		180544	225133
		188996	220775
Заклёпка 80	012	229844	350690
		274251	342156
		311398	370334
		296437	362358

Графическое соотношение между продолжительностями основных стадий MSD для двух типов испытываемых образцов показано на рис. 3.6 и 3.7.

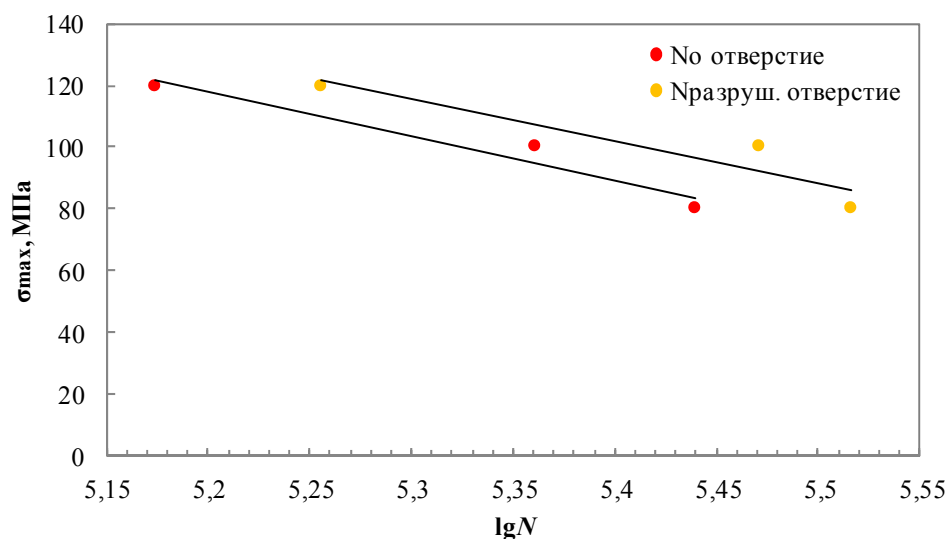


Рис. 3.6. Кривые усталости до образования усталостных трещин и до полного разрушения образцов с отверстиями

Аналитическое представление кривых усталости, изображённых на рис. 3.6 и 3.7, имеет вид:

- образцы с отверстиями (рис. 3.6)

$$\begin{cases} \sigma_{\max} = -120,47 \cdot \lg N_{\text{разруш.}} + 748,33 \\ \sigma_{\max} = -143,29 \cdot \lg N_0 + 862,95 \end{cases} \quad (3.4)$$

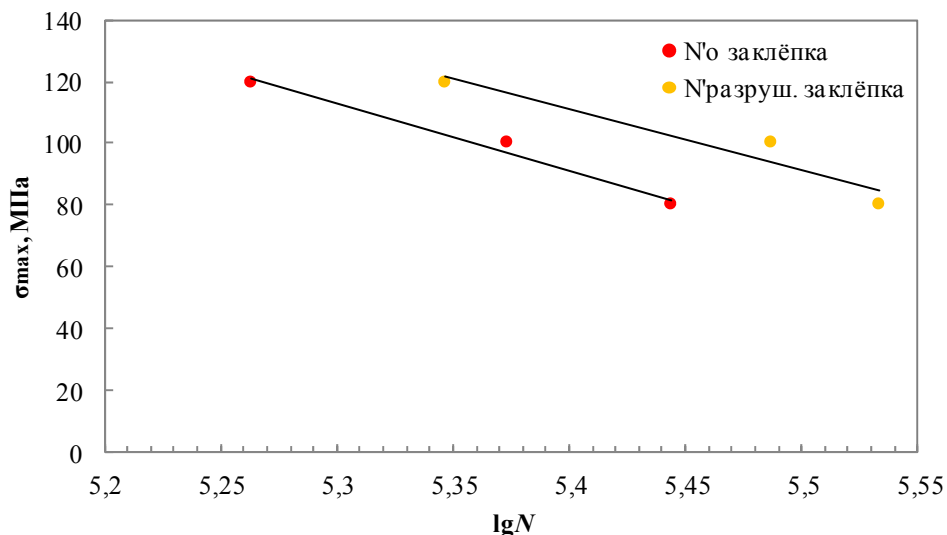


Рис. 3.7. Кривые усталости до образования усталостных трещин и до полного разрушения образцов с заклепочным соединением

- образцы с заклепочным соединением (рис. 3.7)

$$\begin{cases} \sigma_{\max} = -151,67 \cdot \lg N_{\text{разруш.}} + 924,05 \\ \sigma_{\max} = -217,52 \cdot \lg N_0 + 1265,9 \end{cases} \quad (3.5)$$

Из систем уравнений (3.4) и (3.5), а также с учётом соотношения (3.3) определяем зависимости стадий N_0 и $N_{\text{разруш.}}$ от максимального напряжения в цикле:

- образцы с отверстиями:

$$\begin{cases} N_0^{\text{отв.}} = 10^{6,02-0,007 \cdot \sigma_{\max}} \\ N_{\text{разруш.}}^{\text{отв.}} = 10^{6,21-0,0083 \cdot \sigma_{\max}} \end{cases} \quad (3.6)$$

- образцы с заклепочным соединением:

$$\begin{cases} N_0^{\text{закл.}} = 10^{5,82-0,0046 \cdot \sigma_{\max}} \\ N_{\text{разруш.}}^{\text{закл.}} = 10^{6,09-0,0066 \cdot \sigma_{\max}} \end{cases} \quad (3.7)$$

Зависимости стадии роста трещин $N_{\text{роста}}$ от максимального напряжения в цикле для двух типов образцов определяется на основании формулы (3.3) с учётом полученных выражений (3.6) и (3.7).

Соотношения между продолжительностями стадий многоочагового повреждения $N_0^{\text{закл.}} / N_0^{\text{отв.}}$, $N_{\text{разруш.}}^{\text{закл.}} / N_{\text{разруш.}}^{\text{отв.}}$ и $N_{\text{роста}}^{\text{закл.}} / N_{\text{роста}}^{\text{отв.}}$ показаны на рис. 3.8.

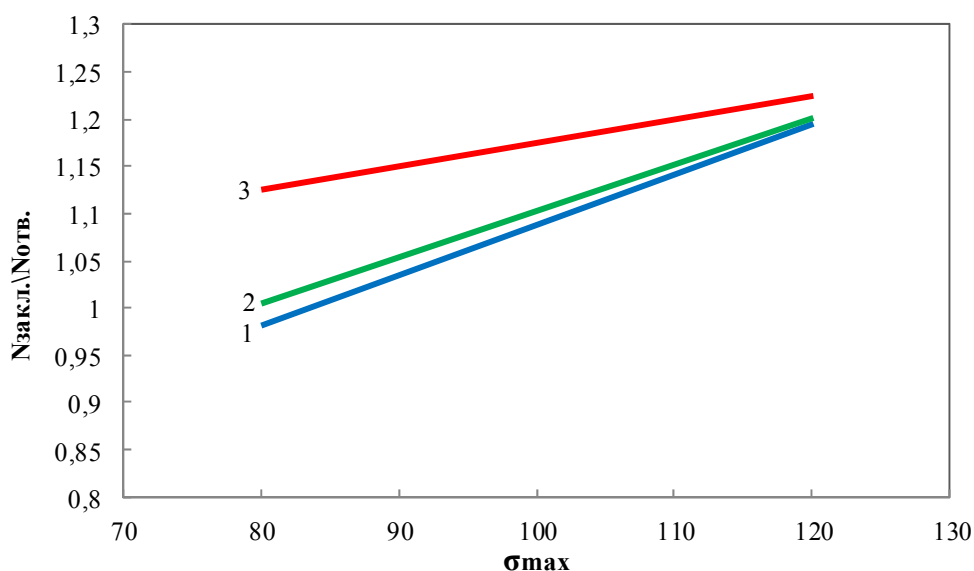


Рис. 3.8. Соотношения между продолжительностями стадий многоочагового повреждения в зависимости от максимального напряжения в цикле для образцов с отверстиями и заклёпочным соединением: $N_0^{\text{закл.}} / N_0^{\text{отв.}}$ (линия 1);

$$N_{\text{разруш.}}^{\text{закл.}} / N_{\text{разруш.}}^{\text{отв.}} \text{ (линия 2); } N_{\text{роста}}^{\text{закл.}} / N_{\text{роста}}^{\text{отв.}} \text{ (линия 3).}$$

Из полученных результатов следует, что заклёпочное соединение повышает сопротивление многоочаговому повреждению алюминиевого сплава Д16АТ.

В наименьшей степени такое повышение сказывается на образовании усталостных трещин при напряжении 80 МПа, где $N_0^{\text{закл.}} / N_0^{\text{отв.}} \leq 1$ (рис. 3.8). Однако с увеличением уровня действующих напряжений число циклов до образования начальных трещин в заклёпочном соединении возрастает, и при $\sigma_{\text{max}} = 120$ МПа $N_0^{\text{закл.}} / N_0^{\text{отв.}} \cong 1,1$ (повышение на 10%).

Максимальный эффект сопротивления разрушению в заклёпочном соединении наблюдается на стадии роста трещин. Продолжительность этой

стадии с заклёпками в рассматриваемом диапазоне напряжений увеличивается на 45...55% по сравнению со свободными отверстиями (рис. 3.8).

Общая долговечность до разрушения образцов с заклёпочным соединением больше по сравнению с долговечностью образцов со свободными отверстиями во всем диапазоне действующих напряжений. Эффект упрочнения от заклёпок увеличивается с ростом уровня напряжений и достигает 17% при $\sigma_{\max} = 120$ МПа (рис. 3.8).

Стадия роста усталостных трещин является определяющей при многоочаговом повреждении. Для численного моделирования этой стадии необходимо располагать информацией о кинетике роста трещин, которая отражается кинетическими диаграммами усталостного разрушения.

3.3. Кинетические диаграммы усталостного разрушения при многоочаговом повреждении сплава Д16АТ

В разделе 1 (п. 1.4) отмечалось, что для описания кинетики роста усталостных трещин с использованием критериев линейной механики разрушения используется кинетическая диаграмма усталостного разрушения (КДУР) [99]. Такая диаграмма представляет собой зависимость скорости роста усталостной трещины (СРТ) (da / dN) от размаха (ΔK) или максимального значения (K_{\max}) в цикле коэффициента интенсивности напряжений (КИН) [100]. Диаграмма строится в двойных логарифмических координатах и имеет три характерные участки (рис. 1.6).

На основании проведённых исследований многоочагового повреждения образцов с отверстиями и образцов с заклёпочным соединением из сплава Д16АТ строились КДУР. Методики определения скорости роста трещины и КИН в исследуемых образцах изложены в разделе 2 настоящей работы.

Кинетические диаграммы роста усталостных трещин в образцах с отверстиями при различных максимальных напряжениях в цикле представлены на рисунке 3.9.

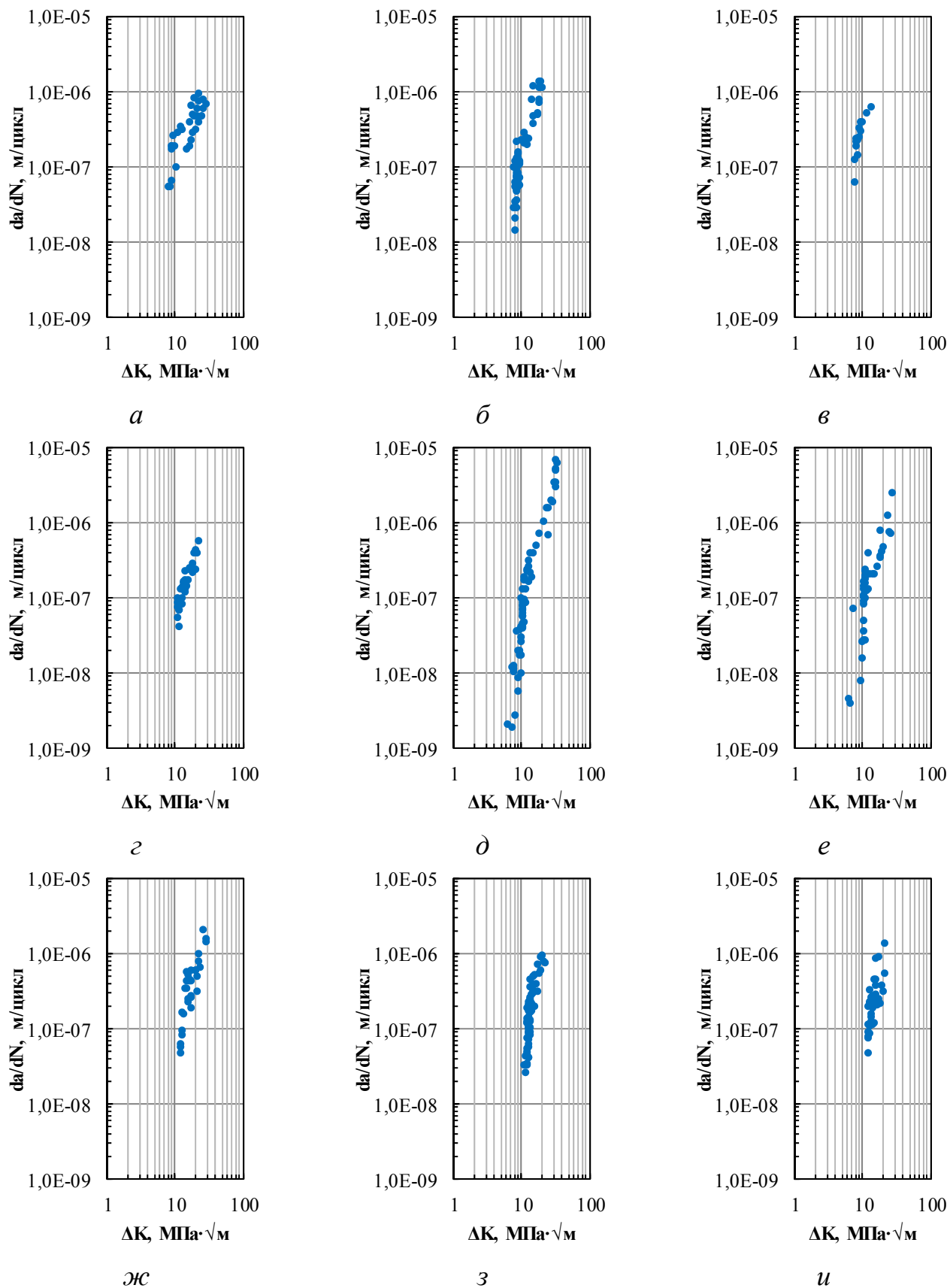


Рис. 3.9. Кинетические диаграммы роста усталостных трещин при многоочаговом повреждении образцов с отверстиями для различных режимов нагружения: *а, б, в* – для режима нагружения $\sigma_{\max} = 80$ МПа; *г, д, е* – для режима нагружения $\sigma_{\max} = 100$ МПа; *ж, з, и* – для режима нагружения $\sigma_{\max} = 120$ МПа

Для образцов с заклёпочным соединением кинетические диаграммы роста трещин представлены на рисунке 3.10.

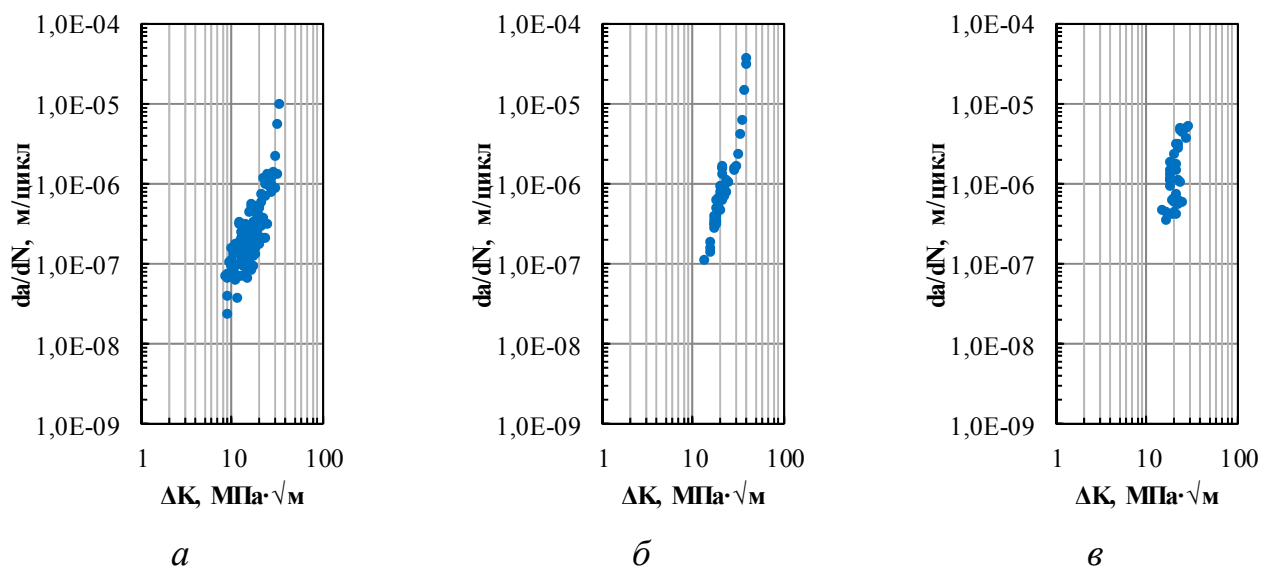


Рис. 3.10. Кинетические диаграммы роста усталостных трещин при многоочаговом повреждении образцов с заклёпочным соединением: *a* – для режима нагружения $\sigma_{\max} = 80$ МПа; *б* – для режима нагружения $\sigma_{\max} = 100$ МПа; *в* – для режима нагружения $\sigma_{\max} = 120$ МПа

Обобщённая кинетическая диаграмма усталостного разрушения, построенная по результатам испытаний для всех регистрируемых трещин в образцах с множественными концентраторами в виде отверстий, показана на рис. 3.11 [101].

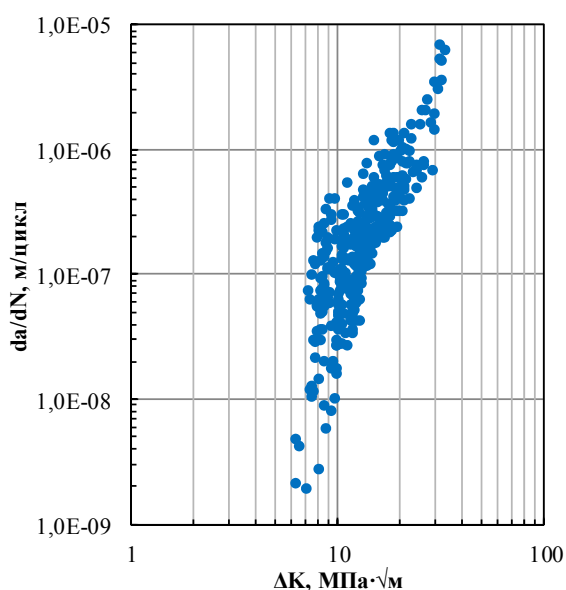


Рис. 3.11. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ, полученная при испытаниях образцов с отверстиями

Обобщённая кинетическая диаграмма усталостного разрушения, построенная по результатам испытаний в образцах с заклёпочным соединением, изображена на рис. 3.12.

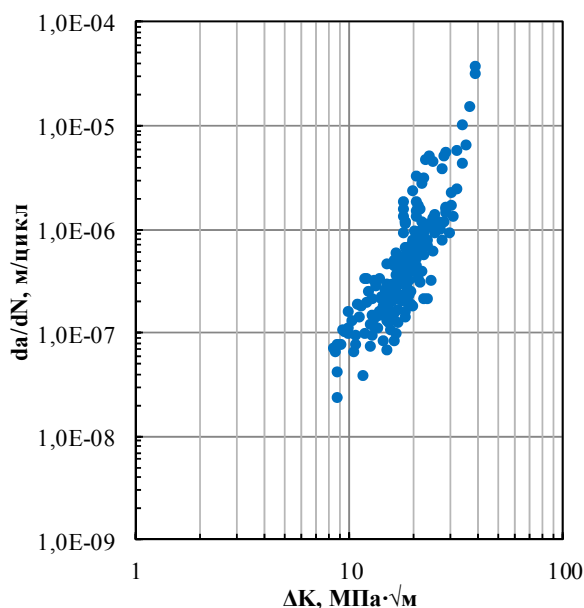


Рис. 3.12. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ, полученная при испытаниях образцов с заклёпками

Поле точек на характерных участках обобщённых кинетических диаграммах усталостного разрушения соответствует экспериментальным данным, полученным для трещин в каждом из испытанных образцов.

На КДУР (рис. 3.11, 3.12) присутствуют три характерные участки – участок низких скоростей роста трещин (I), участок средних скоростей роста трещин (II) и участок высоких скоростей (III) роста трещин. Эти участки аппроксимировались прямыми линиями (рис. 3.13), и для каждого участка были определены значения коэффициентов m и C уравнения (1.14). Данные значения для двух типов испытываемых образцов приведены в табл. 3.6 и 3.7. Там же указаны значения коэффициентов корреляции R^2 при аппроксимации характерных участков прямыми линиями.

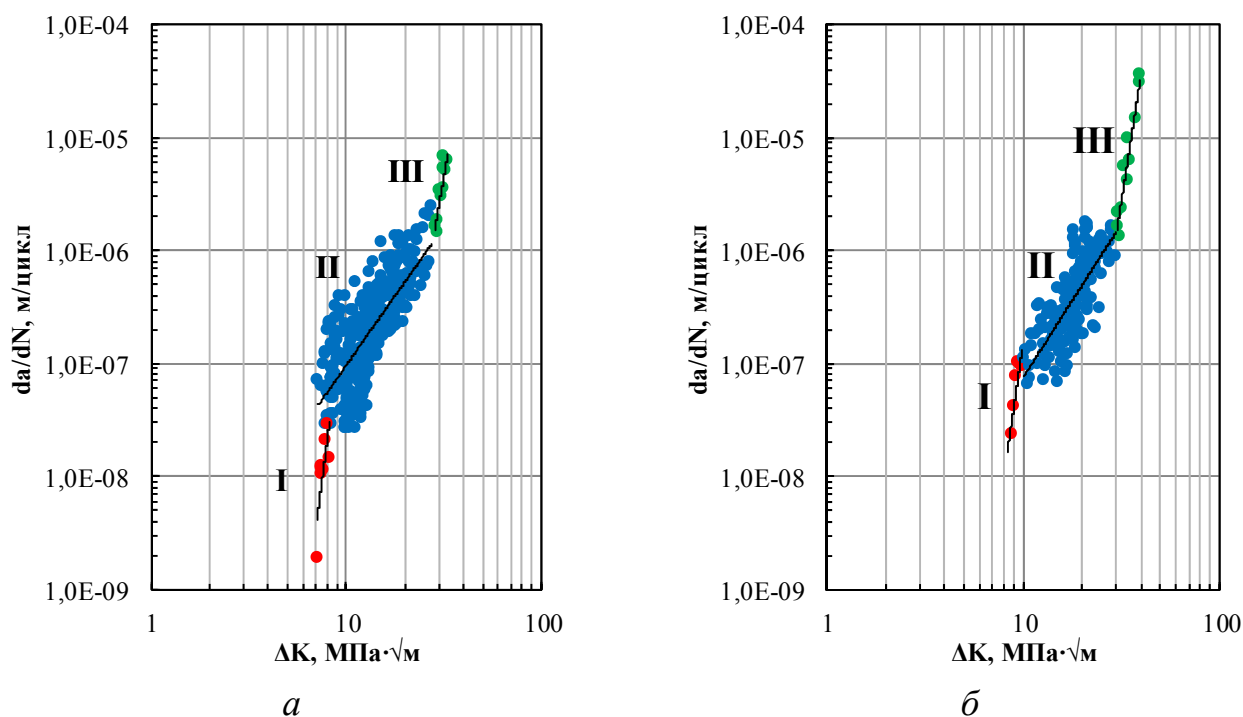


Рис. 3.13. Характерные участки кинетических диаграмм усталостного разрушения и их аппроксимация прямыми линиями. Образцы с отверстиями (а) и с заклёпками (б)

Таблица 3.6.

Значения коэффициентов m и C при линейной аппроксимации характерных участков кинетической диаграммы усталостного разрушения сплава Д16АТ для образцов с отверстиями

Коэффициенты	участок I	участок II	участок III
C	$1,9364 \cdot 10^{-17}$	$1,2246 \cdot 10^{-10}$	$1,306 \cdot 10^{-20}$
m	10,168	2,80810	9,6774
R^2	0,7805	0,6767	0,9145

Таблица 3.7.

Значения коэффициентов m и C при линейной аппроксимации характерных участков кинетической диаграммы усталостного разрушения сплава Д16АТ для образцов с заклёпками

Коэффициенты	участок I	участок II	участок III
C	$1,6039 \cdot 10^{-19}$	$1,4207 \cdot 10^{-10}$	$3,8658 \cdot 10^{-23}$
m	11,9704	2,7222	11,266
R^2	0,7811	0,6667	0,8938

Сравнивая кинетику роста усталостных трещин в образцах с отверстиями и с заклёпочным соединением, можно сделать вывод о том, что значительных различий для двух типов образцов не наблюдается. На втором участке КДУР при стабильном росте трещин значение коэффициента m для образцов с отверстиями ($m = 2,8$) немного больше аналогичной величины для заклёпочного соединения ($m = 2,72$). Первый участок КДУР для образцов с заклёпками (при малых значениях ΔK) более крутой ($m = 12$), чем для образцов с отверстиями ($m = 10,2$), однако количество экспериментальных точек для заклёпочного соединения относительно мало, что связано с методическими трудностями регистрации малоразмерных трещин под головкой заклёпки. При значениях ΔK , соответствующих третьему участку КДУР, рост трещин в образцах с заклёпкой более интенсивный ($m = 11,3$), чем в образцах с отверстиями ($m = 9,7$).

Обобщённая кинетическая диаграмма усталостного разрушения при многоочаговом повреждении алюминиевого сплава Д16АТ, полученная на образцах с множественными отверстиями и с заклёпочным соединением, представлена на рисунке 3.14.

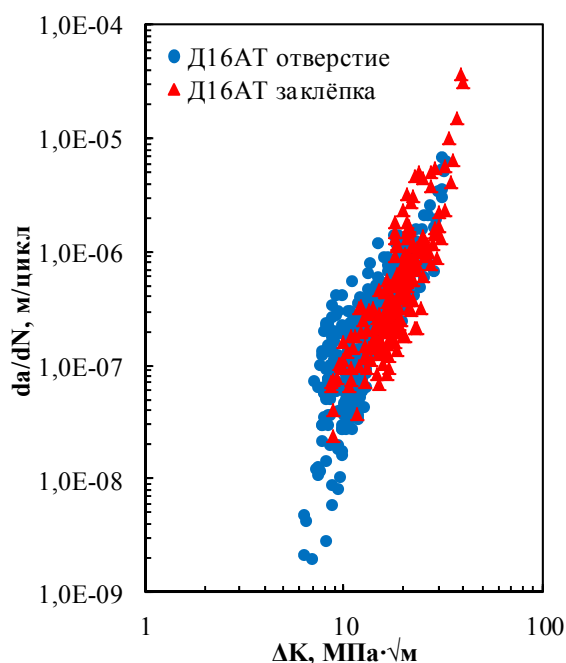


Рис. 3.14. Обобщённая кинетическая диаграмма усталостного разрушения сплава Д16АТ при многоочаговом повреждении образцов с отверстиями и образцов с заклёпочным соединением

Из графика на рис. 3.14 следует, что поле точек для образцов с заклёпками на втором характерном участке группируется несколько ниже поля точек для образцов с отверстиями. Это свидетельствует о более низкой скорости трещин в заклёпочном соединении для рабочих значений КИН, что подтверждается более продолжительной стадией роста трещин в заклёпочном соединении (рис. 3.8).

Как и следовало ожидать, имеет место значительный разброс значений коэффициентов m и C на различных участках КДУР (табл. 3.6 и 3.7). Необходимо отметить, что вариация значений этих коэффициентов в значительно меньше разброса данных, полученных при испытаниях на усталость плоских образцов из алюминиевого сплава 2024-T3 CLAD, аналогичного Д16АТ, с множественными концентраторами в виде отверстий (9 отверстий, расположенных в один ряд) [102]. В данной работе область изменения параметра m на разных участках составляла 3,26...113,317 при регулярном нагружении с постоянной амплитудой напряжения. Коэффициент C изменялся в области $1,217 \cdot 10^{-35} \dots 9,713 \cdot 10^{-4}$ (КИН измерялся в МПа \cdot м^{1/2}, а СРТ в мм / цикл).

Несмотря на разброс значений коэффициентов m и C для всех кинетических диаграмм роста трещин на разных участках КДУР, присуща достаточно высокая корреляционная связь между значениями этих коэффициентов [103]. В широком диапазоне значений m и C экспериментальные точки в полулогарифмических координатах аппроксимируются линейной зависимостью. Для образцов с отверстиями эта зависимость имеет вид (рис. 3.15)

$$\lg C = -6,7956 - 1,0674m, \quad (3.8)$$

коэффициент корреляции $R^2 = 0,974$,

а для образцов с заклёпочным соединением (рис. 3.16)

$$\lg C = -6,5024 - 1,2105m \quad (3.9)$$

коэффициент корреляции $R^2 = 0,9975$.

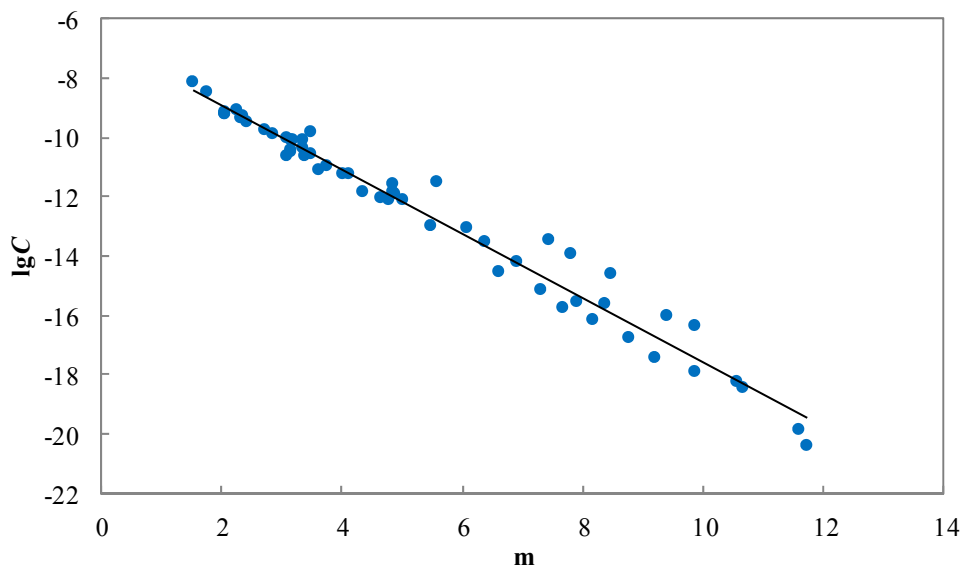


Рис. 3.15. Зависимости между коэффициентами m и C для трещин в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ с множественными отверстиями (линия – аппроксимация экспериментальных данных уравнением (3.8))

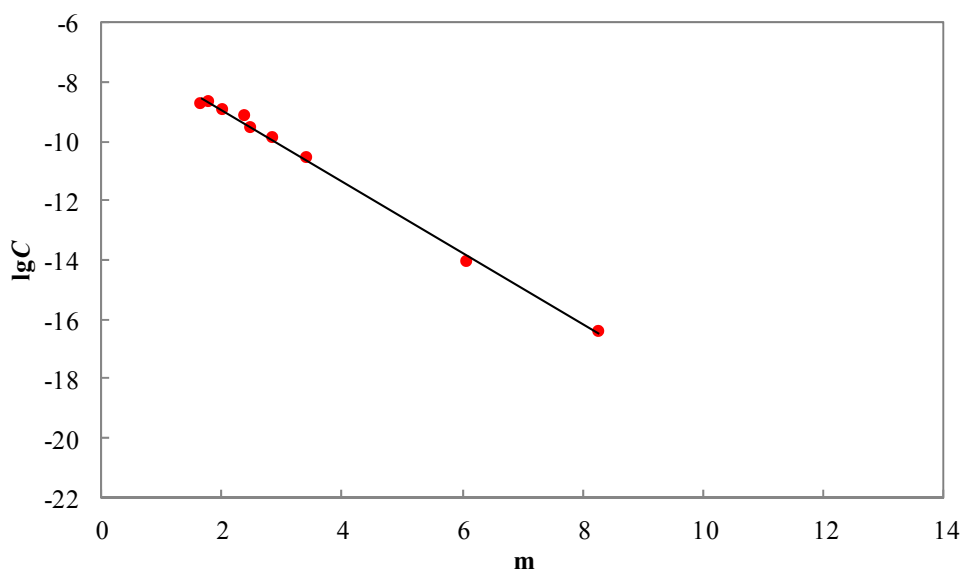


Рис. 3.16. Зависимости между коэффициентами m и C для трещин в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ с заклёпочным соединением (линия – аппроксимация экспериментальных данных уравнением (3.9))

Необходимо отметить, что при объединении результатов, показанных на графиках (рис. 3.15 и 3.16), получена общая зависимость между коэффициентами m и C (рис. 3.17). Таким образом, коэффициенты уравнения Пэриса как для трещин в образцах с отверстиями, так и для трещин в заклёпочном соединении описываются общей зависимостью

$$\lg C = -6,7466 - 1,0882m, \quad (3.10)$$

коэффициент корреляции $R^2 = 0,9745$.

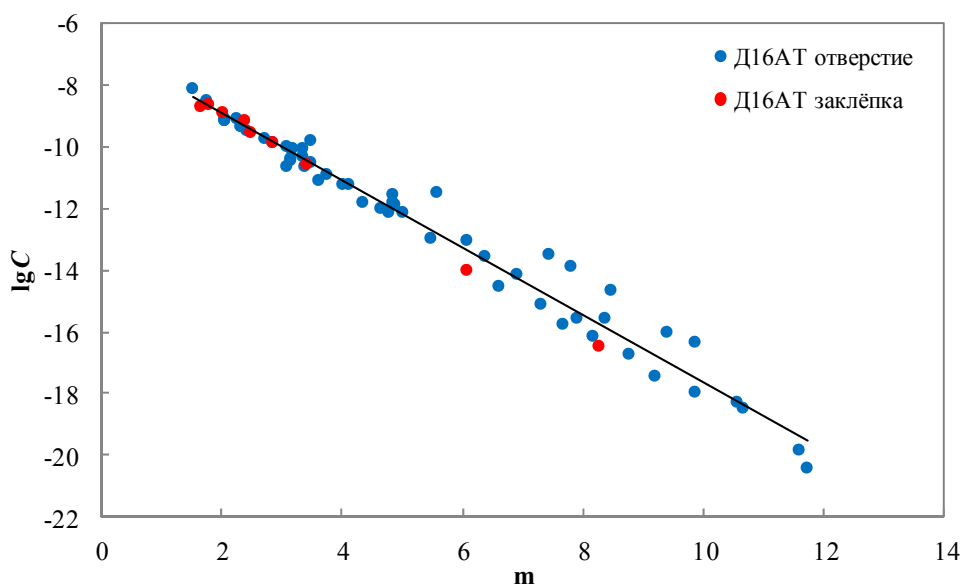


Рис. 3.17. Зависимости между коэффициентами m и C для трещин в образцах с множественными отверстиями и с заклёпочным соединением (линия – аппроксимация экспериментальных данных уравнением (3.10))

Установленные закономерности для зависимости между коэффициентами m и C требует проведения отдельного анализа.

Выводы по Разделу 3

В разделе решены задачи диссертационной работы, касающиеся получения, обобщения и анализа экспериментальных данных по кинетике роста усталостных трещин в образцах двух типов – с множественными концентраторами в виде отверстий и с трёхрядным заклёпочным соединением внахлёт.

1. Экспериментально установлено, что в образцах с множественными отверстиями и с заклёпочным соединением расположение отверстий не оказывает влияния на образование трещин. Очередность появления трещин в образцах обоих типов случайна и имеет равномерное распределение по отверстиям.

2. На основании проведённых циклических испытаний установлено, что число циклов до образования усталостных трещин в образцах с множественными отверстиями для трёх уровней максимального напряжения в цикле описывается законом распределения Вейбулла, что не противоречит известным положениям о трещинообразовании в алюминиевых сплавах. Определены параметры данного

распределения. Определены параметры данного распределения для образцов с множественными отверстиями и с заклёпочным соединением.

3. Установлено, что заклёпочное соединение повышает сопротивление многоочаговому повреждению алюминиевого сплава Д16АТ. Для образцов с заклёпочным соединением наработка до образования начальных трещин больше, чем для образцов с отверстиями при равном уровне максимально действующего в цикле напряжения. Данный эффект наиболее выражен при высоком уровне напряжений и при $\sigma_{\max}=120$ МПа наработка до образования трещин в заклёпочном соединении на 10% больше, чем при отсутствии заклёпок.

4. Общая долговечность до разрушения образцов с заклёпками больше по сравнению с долговечностью образцов со свободными отверстиями во всем диапазоне действующих напряжений. Максимальный эффект сопротивления разрушению в заклёпочном соединении наблюдается на стадии роста трещин. Продолжительность этой стадии с заклёпками в рассматриваемом диапазоне напряжений увеличивается на 45...55% по сравнению со свободными отверстиями.

5. На основании проведённых циклических испытаний по кинетике роста трещин получены кинетические диаграммы усталостного разрушения для образцов с множественными концентраторами и для образцов с заклёпочным соединением. Определено, что поле точек для образцов с заклёпками на втором участке диаграммы группируется несколько ниже поля точек для образцов с отверстиями. Это свидетельствует о более низкой скорости трещин в заклёпочном соединении для рабочих значений КИН.

6. Установлено, что при аппроксимации экспериментальных зависимостей скорости роста усталостных трещин от размаха КИН зависимостью, соответствующей уравнению Пэриса, коэффициенты этого уравнения m и C в полулогарифмических координатах линейно взаимосвязаны в широком диапазоне значений m . Данная линейная зависимость является общей для образцов с отверстиями и с заклёпочным соединением.

РАЗДЕЛ 4

МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ МНОГООЧАГОВОМ ПОВРЕЖДЕНИИ НА ОСНОВАНИИ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

4.1. Эмпирическая модель кинетики роста усталостных трещин для алюминиевых сплавов

В первом разделе работы (п. 1.2) было отмечено, что численный эксперимент по моделированию многоочагового повреждения авиационных конструкций методом Монте-Карло предусматривает реализацию двух основных этапов поврежденности – наработки до случайного образования усталостных трещин и продолжительности случайного роста трещин. Циклическая наработка до образования усталостных трещин, как случайная величина, описывается функцией распределения Вейбулла (3.1) и (3.2), а моделирование случайного роста образовавшихся трещин осуществляется с использованием разных моделей, в том числе базирующихся на кинетическом уравнении Пэриса (1.14), в котором коэффициенты C и m трактуются как случайные величины.

Настоящий раздел посвящён разработке модели кинетики случайного роста трещин, которая базируется на регрессионном уравнении Пэриса, полученных в работе экспериментальных данных и поэтому названа эмпирической моделью. В этом же разделе изложен метод прогнозирования ресурса авиационных конструкций, основанный на проведении численного эксперимента с использованием разработанной эмпирической модели кинетики роста трещин.

4.1.1. Обобщённая зависимость между коэффициентами C и m уравнения Пэриса для авиационных алюминиевых сплавов

Известно, что скорость роста усталостных трещин в металлических материалах является случайной величиной. Следовательно, параметры C и m регрессионного уравнения (1.14) для второго участка КДУР должны быть

случайными величинами. Тогда, для описания случайного роста трещины необходимо установить статистические распределения данных параметров. Однако, если имеет место зависимость между C и m , то можно ограничиться определением распределения одного из этих параметров, а распределение другого получить путём преобразования случайных величин. Рассмотрим, насколько достоверно утверждение о наличии зависимости между коэффициентами Пэриса, учитывая, что они являются не физически обоснованными параметрами, а коэффициентами регрессии экспериментальных данных.

Решение целого ряда задач, связанных с оценкой технического состояния воздушных судов в эксплуатации, базируется на описания случайного роста усталостных трещин, задаваемым уравнением Пэриса. Принимается, что параметры m и C на стабильном (втором) участке кинетической диаграммы усталостного разрушения являются случайными величинами с равномерным распределением в заданных границах своих возможных значений. В работах [104,105] на основании экспериментальных данных для алюминиевого сплава 7075-T6, полученных в [75], определено, что коэффициент C (измерялся в $\text{м}^{1-m/2}\text{МПа}^{-m}$) равномерно распределён в области значений $C_{\min} = 5 \cdot 10^{-11}$; $C_{\max} = 5 \cdot 10^{-10}$, а коэффициент m – в интервале $m_{\min} = 3$; $m_{\max} = 4,3$. Представление значений коэффициентов в координатах $m - \lg C$ свидетельствует о наличии линейной корреляции между ними (коэффициент корреляции равен $R^2 = 0,8065$):

$$\lg C = q - pm, \quad (4.1)$$

где p и q – коэффициенты.

В работах [106,107] для алюминиевых сплавов 7075-T6 и 7075-T651 принималось, что коэффициент m равномерно распределён в областях 3,3...4,3 [106] и 3,2...4,6 [107], а коэффициент C трактовался как детерминированная величина, равная $3,8 \cdot 10^{-11} \text{ м}^{1-m/2}\text{МПа}^{-m}$ [107] или в виде случайной величины $\lg C$ с равномерным распределением в интервале от $-10,3$ до $-9,3$ [105].

Кроме равномерного распределения в некоторых моделях применяются другие виды распределений параметров m и C . Например, при оптимизации

инспекционных программ самолётов для параметра m алюминиевого сплава 7075-T651 предлагается логнормальное распределение с числовыми характеристиками: МО коэффициента m $\mu[m]=2,97$ и его СКО $\sigma[m]=1,05$ [108]. При этом используется корреляционная зависимость между коэффициентами m и C (размерность C соответствует $\text{м}^{1-m/2}\text{МПа}^{-m}$) в виде

$$C = \exp(-3,2m - 12,47) \quad (4.2)$$

В другой работе [109] моделирование инспекционных программ при MSD осуществляется также с применением логнормального распределения параметра m с числовыми характеристиками, такими, как и в [108], однако зависимость между C и m для алюминиевого сплава 7075-T651 задаётся в виде

$$C = 14,09 \cdot 10^{-10} - 3,768 \cdot 10^{-10} m, \quad (4.3)$$

где размерность C соответствует $\text{м}^{1-m/2}\text{МПа}^{-m}$.

Для других материалов наличие тесной корреляционной зависимости между коэффициентами уравнения Пэриса не является новым фактом, однако результаты систематических исследований в этом направлении весьма ограничены. В работе [71] на основании обзора литературных данных приводятся четыре зависимости для различных типов сталей, полученных разными авторами, а также предлагается собственное корреляционное выражение. Все приведённые зависимости описываются уравнением (4.1), значения коэффициентов которого пересчитаны для размерности C в $\text{м}^{1-m/2}\text{МПа}^{-m}$ и сведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1.

Значения коэффициентов уравнения (4.1) для различных типов сталей [71]

Авторы зависимости	p	q	Область значений m
Т.Р. Гюрни	2,9518	-5,3794	1,8...4,0
К. Кобаяши и др.	3,0527	-5,0654	3,0...6,5
К. Танака, С. Матсуока	3,0068	-5,2696	1,8...5,1
Т. Каназава и др.	2,7618	-5,7612	2,0...5,5
П. Ромвари, Л. Тот, Д. Надь	2,9900	-5,2647	1,5...11

Все зависимости из [71] графически очень близки и с высокой степенью корреляции ($R^2 = 0,9975$) могут быть описаны обобщающим регрессионным уравнением

$$\lg C = -5,3481 - 2,9526m. \quad (4.4)$$

Из сравнения выражений (4.1) и (4.4) следует, что для сталей абсолютное значение коэффициента p почти в три раза больше значения этого коэффициента для алюминиевого сплава. При $2 \leq m \leq 6$ значение коэффициента C для сталей на 2...6 порядков меньше по сравнению со сплавом Д16АТ (рис 4.1).

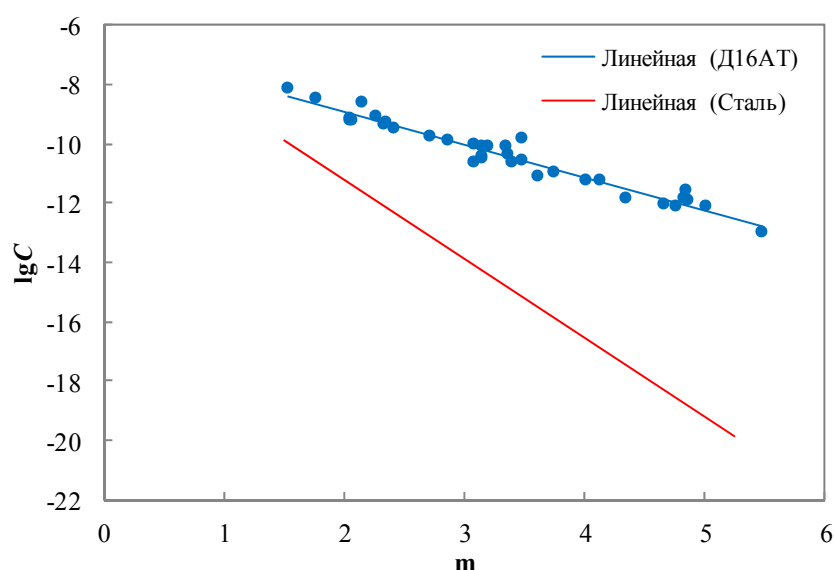


Рис. 4.1. Зависимости между коэффициентами уравнения Пэриса для трещин в алюминиевом сплаве Д16АТ и для различных типов сталей

Как известно, уравнение Пэриса используется для представления зависимости СРТ от размаха КИН на втором, линейном участке КДУР. В результате проведённых исследований двух типов образцов из алюминиевого сплава Д16АТ было установлено наличие достаточно тесной корреляционной связи между C и m для всей кинетической диаграммы алюминиевого сплава Д16АТ (рис. 3.15 – 3.17). Однако, для последующего анализа полученных результатов, ограничимся вторым участком КДУР, на котором значения показателя степени $m \leq 6$.

Результаты по кинетике роста усталостных трещин, полученные в настоящей работе для сплава Д16АТ, сопоставлялись с аналогичными

экспериментальными данными для американских алюминиевых сплавов, которые используются в авиастроении, – для сплава 2024-T3, близкого по составу к Д16АТ, и 7075-T6, близкого по составу к В95. В работе [76] обобщены результаты обширных экспериментальных исследований по кинетике роста усталостных трещин в данных сплавах в виде набора значений коэффициентов m и C уравнения Пэриса, причём взятых из разных источников – 21 значений для сплава 2024-T3 и 39 значений для сплава 7075-T6. Как и для сплава Д16АТ эти данные аппроксимируются линейной зависимостью (4.1), значение коэффициентов которой приведены в табл. 4.2 (для $m \leq 6$).

Таблица 4.2.

Значения коэффициентов уравнения (4.1) для алюминиевых сплавов

Марка сплава	p	q	Коэффициент корреляции R^2
Д16АТ	1,0813	-6,7757	0,9553
2024-T3	1,3050	-5,7452	0,9077
7075-T6	1,0206	-6,4447	0,9398
Д16АТ; 2024-T3; 7075-T6	1,1043	-6,5994	0,9640

Экспериментальные точки для трёх алюминиевых сплавов достаточно компактно группируются вокруг линейной зависимости:

$$\lg C = -6,5994 - 1,1043m, \quad (4.5)$$

с коэффициентом корреляции $R^2 = 0,964$ (рис. 4.2).

Полученные результаты свидетельствует о том, что, несмотря на регрессионную природу коэффициентов уравнения Пэриса, между ними существует тесная корреляционная зависимость в полулогарифмических координатах [110]. Причём данная зависимость является общей для определённой группы близких по свойствам материалов – для алюминиевых сплавов и для сталей.

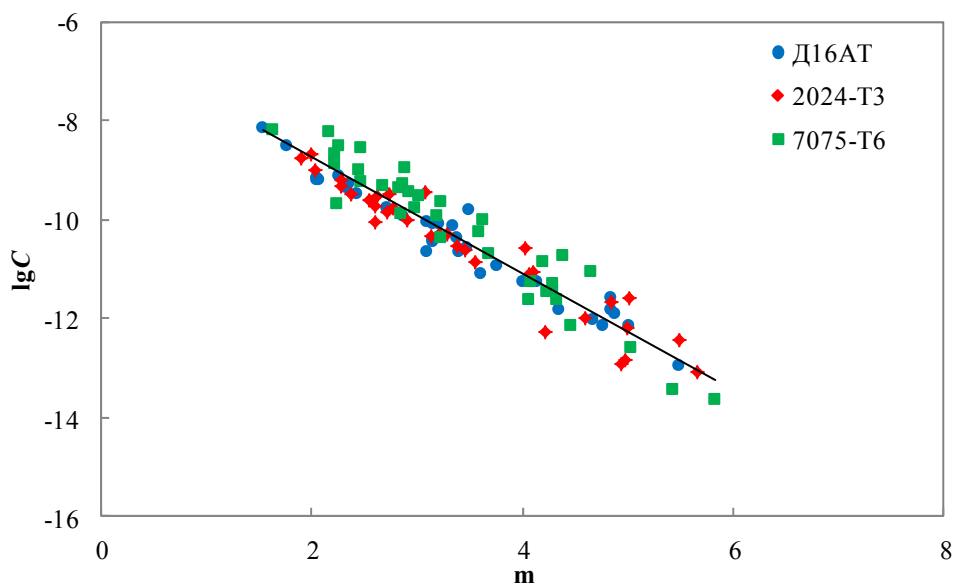


Рис. 4.2. Зависимость между коэффициентами уравнения (1.14) для трещин в алюминиевых сплавах Д16АТ, 2024-Т3 и 7075-Т6 (линия – аппроксимация полученных экспериментальных данных уравнением (4.3))

Следует также отметить, что полученные в настоящей работе результаты по кинетике роста трещин в алюминиевом сплаве Д16АТ, выраженные в значениях коэффициентов m и C , вполне сопоставимы с аналогичными экспериментальными данными для аналогичных сплавов (рис. 4.2), которое приведены в обзорной работе [76]. Это подтверждает достоверность полученных в настоящей работе результатов.

4.1.2. Точка фокуса для кинетических диаграмм усталостного разрушения. Модифицированное уравнение Пэриса

Исходя из установленной линейной зависимости между параметрами $\lg C$ и m можно предположить, что кинетические диаграммы усталостного разрушения на втором линейном участке имеют общую точку, которую можно назвать фокусом диаграмм [101]. Существование точки пересечения КДУР для сталей экспериментально подтверждается в работе [111], где эту точку называют точкой Гюрни (Gurney point).

Действительно, для различных трещин логарифмическая запись уравнения (1.14) имеет вид

$$\lg \frac{da}{dN} = \lg C + m \lg \Delta K, \quad (4.6)$$

и представляет набор линий в двойных логарифмических координатах (жирные линии на рис. 4.3), пересекающихся в точке с координатами $(\lg K_f; \lg V_f)$, где K_f и V_f – параметры для определённого класса материалов (стали, алюминиевые сплавы и т.п.).

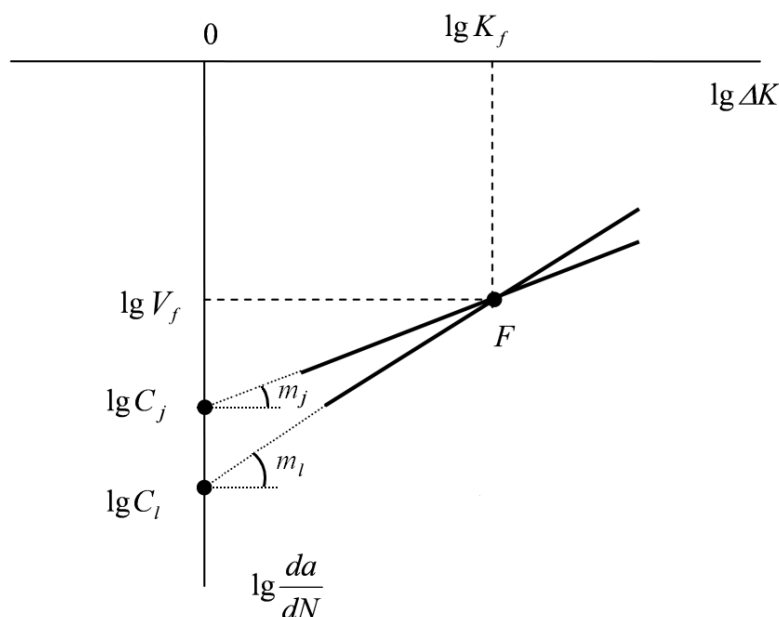


Рис. 4.3. Схема к обоснованию зависимости (4.1) для диаграмм усталостного разрушения, имеющих точку фокуса (точка F)

Согласно принятой схеме (рис. 4.3), для i -ой диаграммы можно записать

$$m = \frac{\lg V_f - \lg C_i}{\lg K_f}. \quad (4.7)$$

Из (4.7) следует зависимость (4.1), коэффициенты которой определяются как

$$p = \lg K_f; \quad q = \lg V_f \quad (4.8)$$

Таким образом, коэффициенты p и q зависимости (4.1) задают координаты точки фокуса для линейных участков кинетических диаграмм усталостного разрушения, причём, как показывают приведённые в настоящей работе данные, по крайней мере, для двух классов материалов эти параметры являются инвариантными по отношению к марке материала внутри данного класса.

Например, для алюминиевых сплавов, согласно зависимости (4.5), $K_f = 13,94 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$; $V_f = 3,4618 \cdot 10^{-7} \text{ м/цикл}$, а для сталей из формулы (4.4) следует $K_f = 896,6 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$; $V_f = 4,4864 \cdot 10^{-6} \text{ м/цикл}$.

Наличие точки фокуса подтверждаются тем, что экспериментальные кинетические диаграммы для сплава Д16АТ при различных значениях показателя m пересекаются близко к найденной для алюминиевых сплавов точке фокуса (рис. 4.4) [112].

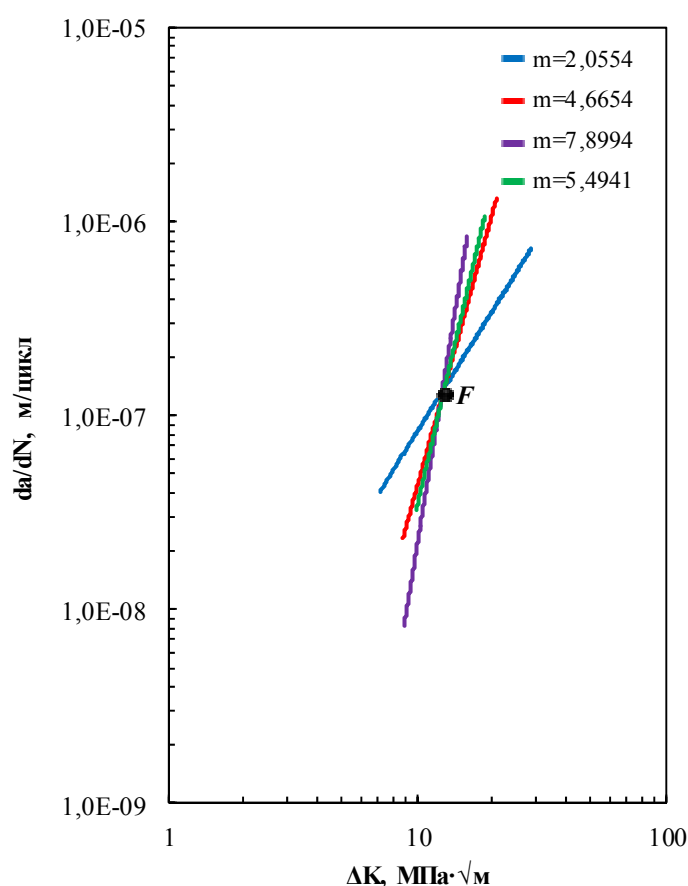


Рис. 4.4. Точка фокуса для кинетических диаграмм усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ при разных значениях m

Уравнение Пэриса (1.14) с учётом зависимости (4.1) и значений коэффициентов (4.6) принимает вид:

$$\frac{da}{dN} = 10^q (10^{-p} \Delta K)^m = V_f \left(\frac{\Delta K}{K_f} \right)^m, \quad (4.9)$$

где коэффициенты p и q или K_f и V_f , как уже отмечалось, являются общими для определённого класса материалов, а от конкретного материала зависит только показатель степени m .

Уравнение (4.9) удобно использовать для статистического описания кинетики роста усталостных трещин в различных материалах, в том числе и алюминиевых сплавах. Так, для определённого класса материалов параметры K_f и V_f можно трактовать как детерминированные величины, а случайной величиной при этом является только один параметр – коэффициент m .

4.1.3. Статистическое распределение параметра m кинетической диаграммы усталостного разрушения алюминиевых сплавов

В результате проведённых экспериментальных исследования образцов с отверстиями и образцов с заклёпочным соединением были получены достаточно представительные выборки значений коэффициента m кинетической диаграммы усталостного разрушения для сплава Д16АТ. Соответствующие результаты исследований представлены в табл. 4.3 и 4.4.

Таблица 4.3.

Значения коэффициента m для образцов с отверстиями

Максимальное действующее напряжение в цикле, МПа	№ образца	№ отверстия	Значение коэффициента m
1	2	3	4
80	007	6	2,0554
		6	1,5319
	008	10	3,3717
		10	3,3467
		9	4,8481
		14	4,8407
		8	4,8779
		6	3,4958
	009	7	5,5733
		9	3,7513
13		4,7705	
100	001	11	3,1581
		10	3,6143
		13	2,0491
		5	2,7150

Продолжение таблицы 4.3.

1	2	3	4
100	002	1	3,3963
		5	3,0876
		7	6,3720
		1	3,0960
		6	4,0130
		10	2,3350
	003	1	6,0813
		10	3,1488
		10	3,1547
120	004	14	1,7674
		14	2,2679
	005	9	4,6653
		9	2,8645
		14	5,0202
		7	4,3526
		8	3,4822
		8	5,4941
		13	4,1337
		5	2,4248
	006	1	2,0658
		6	2,3470
		3	3,2016

Таблица 4.4.

Значения коэффициента m для образцов с заклёпками

Максимальное напряжение в цикле, МПа	№ образца	№ отверстия	Значение коэффициента m
80	012	1	1,6650
		1	2,0243
		5	1,7948
		5	2,4840
100	010	5	2,8578
		5	3,4355
120	011	28	4,0336
		27	2,4023
		27	5,4713

Для построения статистического распределения числовые значения коэффициента m , представленные в табл. 4.3 и 4.4, обрабатывались с использованием программы «*MathLab R213a*». Были получены графики функции и плотности распределения данного коэффициента для двух типов исследуемых образцов.

Для образцов с отверстием при наличии достаточно большой выборки значений коэффициента m экспериментальные точки удовлетворительно описываются логарифмически нормальным законом распределения (рис. 4.5).

Для образцов с заклёпочным соединением выборка значительно меньше, чем для образцов с отверстиями. В то же время прямые, соответствующие функциям распределения коэффициента m образцов с отверстиями и образцов с заклёпочным соединением, являются практически параллельными. Следовательно, несмотря на ограниченность выборки, можно утверждать, что распределения коэффициента m для образцов с заклёпочным соединением также является логнормальным.

График плотности распределения значений коэффициента m для образцов с отверстиями представлен на рис. 4.6.

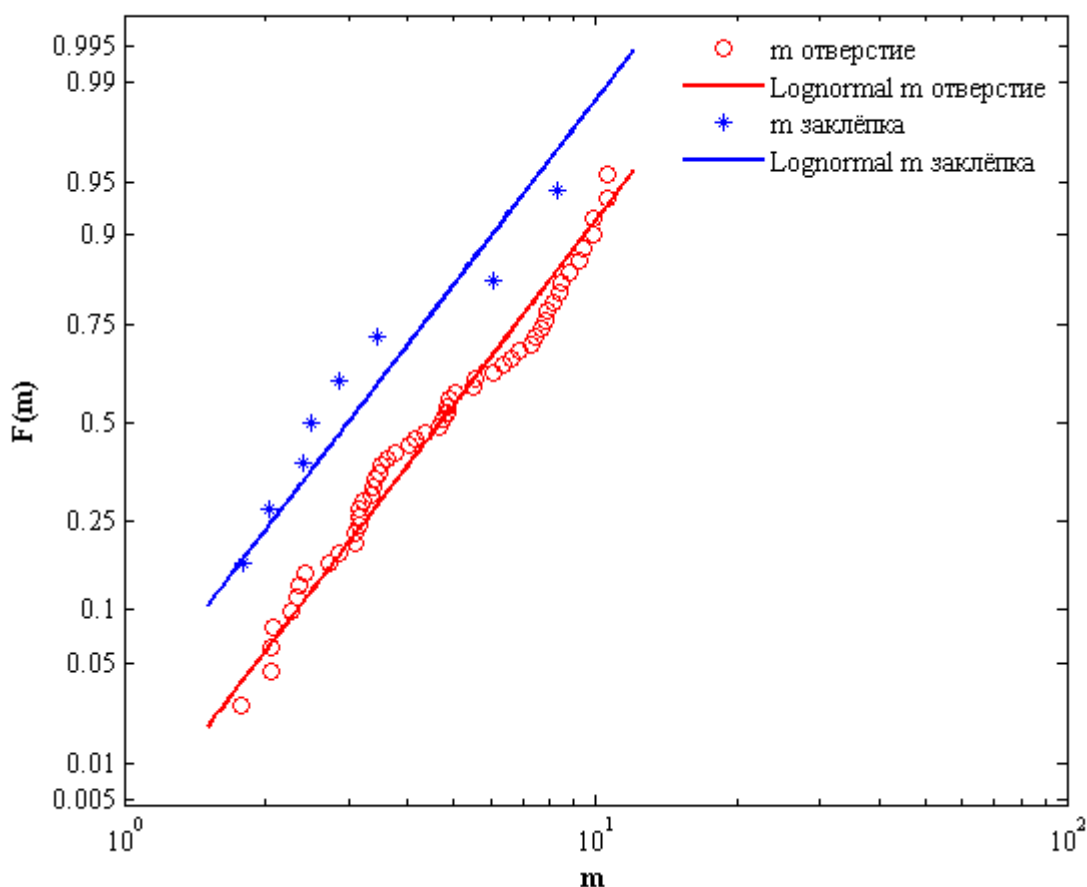


Рис. 4.5. Эмпирическая функция распределения коэффициента m для сплава Д16АТ двух типов образцов

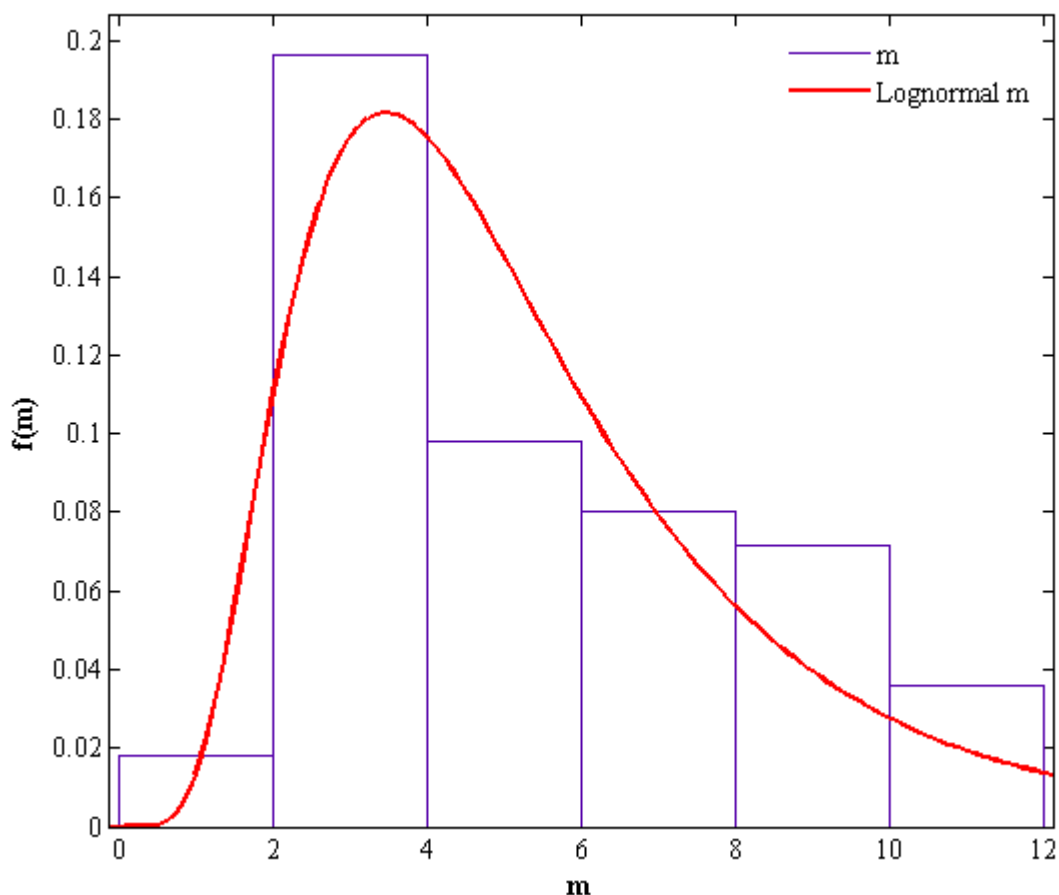


Рис. 4.6. Плотность распределения значений коэффициента m для образцов с отверстиями

Основные числовые характеристики распределения коэффициента m для двух типов образцов представлены в таблице 4.5.

Таблица 4.5.

Параметры распределения коэффициента m КДУР для сплава Д16АТ

Тип образца	Объём выборки	Математическое ожидание, $\mu[m]$	Среднее квадратичное отклонение $\sigma[m]$	Закон распределения m
Отверстие	65	3,5884	1,2416	Логнормальный
Заклёпка	9	2,9076	1,2308	Логнормальный

Относительно большое значение МО коэффициента m для образцов с отверстиями объясняется тем, что при обработке учитывались трещины, принадлежащие всем трём участкам КДУР ($m \leq 12$). Однако тенденция большего значения МО m для образцов с отверстиями прослеживается на графиках

эмпирических функций распределения (рис. 4.5). Следовательно, скорость роста трещин в образцах с заклепочным соединением будет меньше (меньшее среднее значение m), что подтверждает факт увеличения сопротивления росту усталостных трещин в заклепочном соединении.

Для определения статистического распределения коэффициента m для алюминиевых сплавов ограничимся рассмотрением второго участка КДУР, где для большинства трещин $m \leq 6$. Для этого были использованы выборки значений коэффициента m , полученные в настоящей работе, а также взятые из [76].

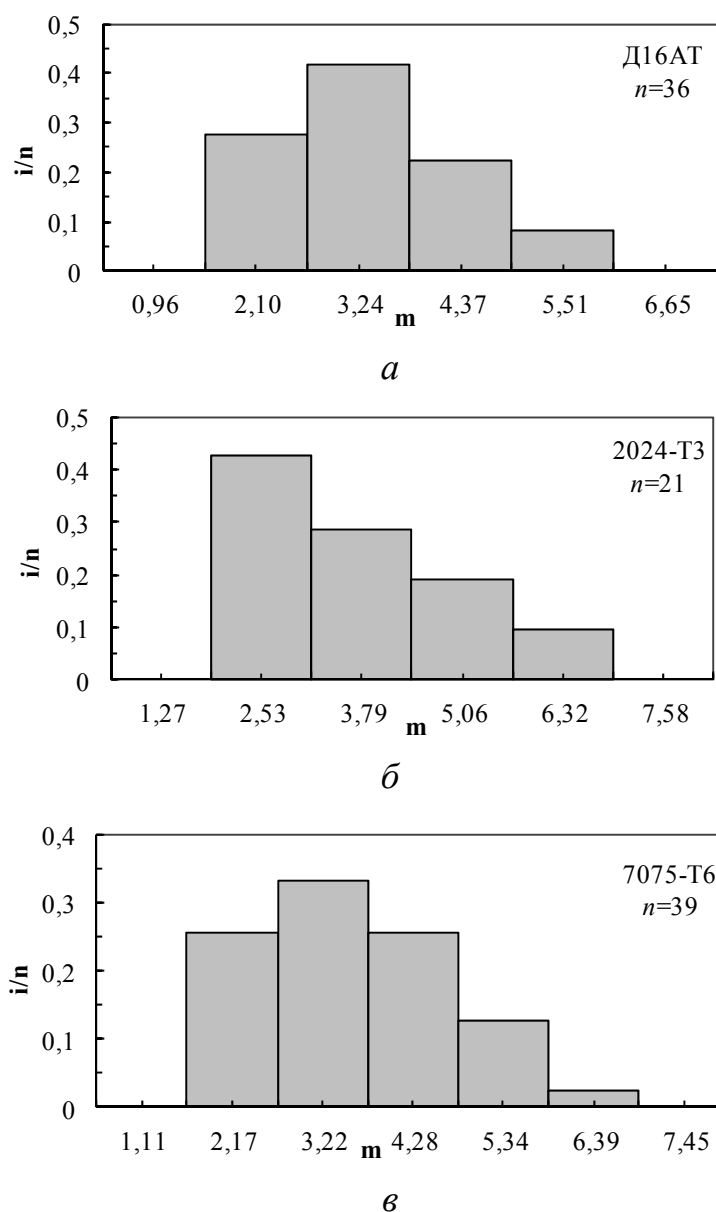


Рис. 4.8. Гистограммы распределений экспериментальных значений коэффициента m для алюминиевых сплавов Д16АТ (а); 2024-Т3 (б); 7075-Т6 (в)

Гистограммы распределений экспериментальных значений коэффициента m для алюминиевых сплавов Д16АТ; 2024-Т3 и 7075-Т6 представлены на рис. 4.8. Приведенные гистограммы удовлетворительно описываются логнормальным законом распределения с близкими значениями МО и СКО (табл. 4.6). Это дает основание предположить, что для всех рассматриваемых алюминиевых сплавов существует общее распределение коэффициента m . Данное предположение подтверждается обобщенным логарифмически нормальным распределением m (рис. 3.26) с общими для всех сплавов числовыми характеристиками (табл. 4.6).

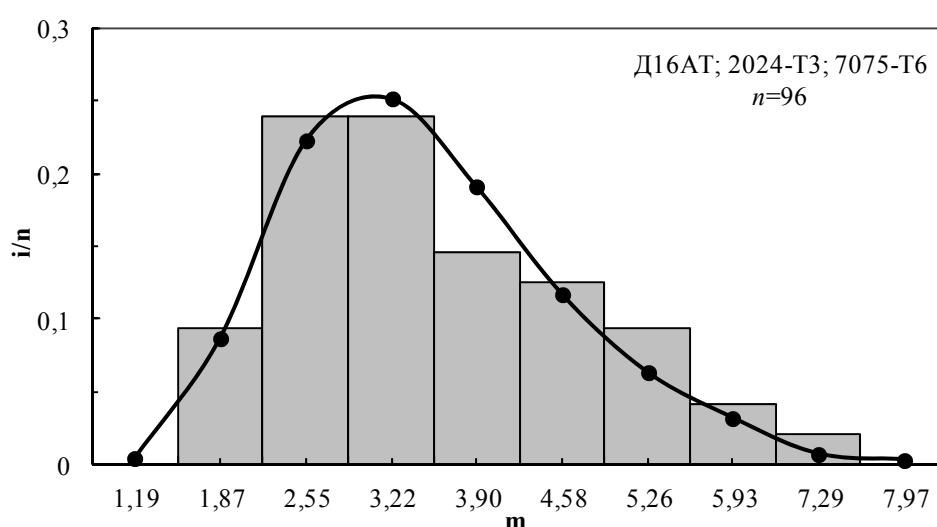


Рис. 4.9. Обобщённая гистограмма (столбики) и функция (линия) распределения коэффициента m для алюминиевых сплавов Д16АТ, 2024-Т3 и 7075-Т6

Таблица 4.6.

Значения числовых характеристик распределения коэффициента m для алюминиевых сплавов

Марка сплава	Объем выборки	Математическое ожидание $\mu [m]$	Среднее квадратичное отклонение $\sigma [m]$	Закон распределения m
Д16АТ	36	3,4163	1,1306	Логнормальный
2024-Т3	21	3,7519	1,3610	Логнормальный
7075-Т6	39	3,6102	1,2110	Логнормальный
Д16АТ; 2024-Т3; 7075-Т6	96	3,5685	1,2101	Логнормальный

Таким образом, для описания случайного роста усталостных трещин в конструкционных алюминиевых сплавах вместо уравнения Пэриса (1.14) с двумя

случайными параметрами C и m можно использовать модифицированное кинетическое уравнение (4.9), у которого параметры K_f и V_f являются детерминированными величинами, а коэффициент m – величина случайная, распределенная по логарифмически нормальному закону с заданными МО и СКО (табл. 4.6) [103].

4.2. Исходные предпосылки для построения математической модели многоочагового повреждения на основании метода Монте-Карло

Численный эксперимент является одним из эффективных методов изучения сложных систем. Компьютерное моделирование является более удобным способом исследования явлений в тех случаях, когда реальные эксперименты затруднены из-за финансовых или физических затруднений. Логичность и формализованность компьютерных моделей позволяет выявлять основные факторы, определяющие свойства изучаемого объекта-оригинала (или целого класса объектов), в частности, исследовать отклик моделируемой физической системы на изменения её параметров и начальных условий.

Компьютерное моделирование заключается в проведении серии вычислительных экспериментов на компьютере, с помощью специальных программных пакетов. Целью моделирования является анализ, интерпретация и сопоставление результатов моделирования с реальным поведением изучаемого объекта и, при необходимости, последующее уточнение модели и т. д.

На рис. 4.10. приведена схематическая последовательность этапов компьютерного моделирования.

Каждый этап моделирования определяется конкретными задачами и действиями. В табл. 4.7. приведено описание действий в каждом из основных этапов моделирования.



Рис. 4.10. Основные этапы компьютерного моделирования методом Монте-Карло

Таблица 4.7.

Этапы и действия при компьютерном моделировании

Название этапа	Исполнение действий
1. Постановка задачи и её анализ	1.1. Выяснить, с какой целью создаётся модель. 1.2. Уточнить, какие исходные результаты и в каком виде следует их получить. 1.3. Определить, какие исходные данные нужны для создания модели.
2. Построение информационной модели	2.1. Определить параметры модели и выявить взаимосвязь между ними. 2.2. Оценить, какие из параметров влияют для данной задачи, а какими можно пренебречь. 2.3. Математически описать зависимость между параметрами модели.
3. Разработка метода и алгоритма реализации компьютерной модели	3.1. Выбрать или разработать метод получения исходных результатов. 3.2. Составить алгоритм получения результатов по избранному методу. 3.3. Проверить правильность алгоритма.
4. Разработка компьютерной модели	4.1. Выбрать средства программной реализации алгоритма на компьютере. 4.2. Разработать компьютерную модель. 4.3. Проверить правильность созданной компьютерной модели.
5. Проведение эксперимента	5.1. Разработать план исследования. 5.2. Провести эксперимент на базе созданной компьютерной модели. 5.3. Проанализировать полученные результаты. 5.4. Сделать выводы насчет свойств прототипа модели.

Численное моделирование MSD заклёпочных соединений авиационных конструкций предусматривает реализацию двух основных этапов поврежденности.

Первый этап – моделирование наработки (количества циклов N_0) до возникновения усталостной трещины начальной длины a_0 у отверстий под заклёпки.

Второй этап – моделирование случайного роста усталостных трещин.

Входными параметрами для построения эмпирической модели и для ее реализации методом Монте-Карло выступают результаты экспериментальных исследований усталостного разрушения лабораторных образцов с множественными концентраторами и с заклёпочным соединением.

Предельное состояние конструкции состоит в разрушении хотя бы одной перемычки между заклёпками. Разрушение перемычки возможно двумя способами.

Первый способ – это разрушение перемычки за счет роста одной трещины между отверстиями.

Второй способ – это разрушение перемычки при росте двух трещин, распространяющихся из соседних отверстий навстречу друг другу. В этом случае предельное состояние реализуется при соприкосновении зон пластических деформаций у кончиков обеих трещин [14].

Следует отметить, что модель объединения трещин при соприкосновении зон пластической деформации (ЗПД) у кончиков широко используется при численном моделировании MSD [94,95], а также для описания объединения встречных трещин при других проявлениях повреждаемости. Экспериментальные исследования показывают, что в условиях множественного разрушения при усталости, ползучести, коррозии перед объединением коллинеарные (квазиколлинеарные) трещины, растущие навстречу друг другу, взаимодействуют своими вершинами через ЗПД. При их сближении траектории распространения трещин отклоняются от первоначальных направлений, а разрушение перемычки между кончиками

осуществляется за счет интенсивного пластического течения в направлении действия максимальных касательных напряжений [14]. На этом явления основаны аналитические подходы при статистическом описании множественного разрушения с учетом объединения рассеянных поверхностных трещин [112].

Проведенные испытания образцов с множественными концентраторами и заклепочным соединением внахлест подтверждают это явление [113]. На рис. 4.11 иллюстрируется взаимодействие двух встречных трещин, распространяющихся из соседних отверстий, при сближении их кончиков перед объединением.

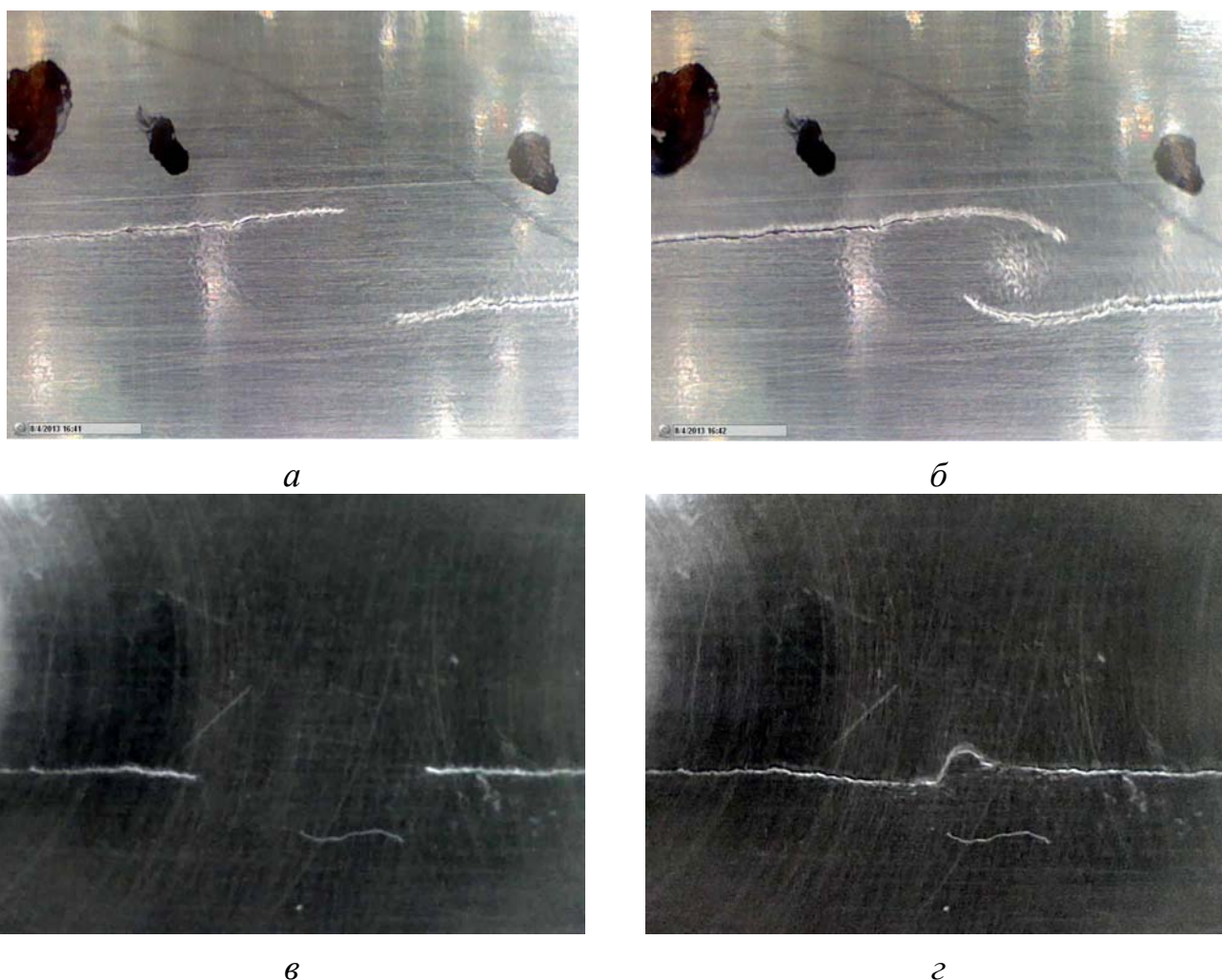


Рис. 4.11. Объединение MSD-трещин при усталости на образцах с множественными концентраторами (*а, б*) и с заклёпочным соединением (*в, г*)

Размер зоны локальной пластической деформации s у кончика трещины длиной a ($s \ll a$) при плосконапряженном состоянии плоской тонкой пластины определяется по формуле

$$s = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{\sigma_Y} \right)^2 = \left(\frac{\sigma}{\sigma_Y} \right) a, \quad (4.10)$$

где K – КИН; σ – действующее перпендикулярно к трещине растягивающее напряжение; σ_Y – предел текучести материала.

Таким образом, в численной модели для каждой трещины длиной a предусматривается определение величины ЗПД по формуле (4.10). Объединение двух встречных коллинеарных трещин с длинами a_i и a_j , растущих из соседних отверстий, реализуется при соприкосновении их ЗПД, соответственно, s_i и s_j (рис. 4.12).

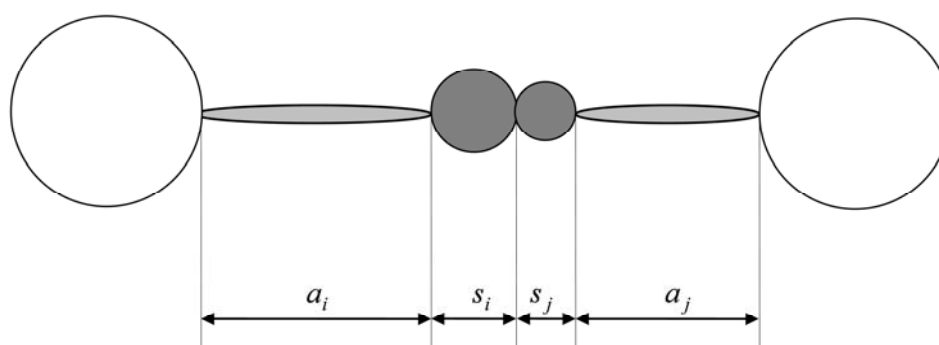


Рис. 4.12. Схема разрушения элемента обшивки между соседними отверстиями под заклепки при объединении встречных трещин с размерами a_i и a_j ; s_i и s_j – размеры зоны пластической деформации у кончиков трещин

Для численной реализации многоочагового повреждения в заклепочном соединении – моделировании методом Монте-Карло процессов образования, роста и объединения усталостных трещин разработана специальная компьютерная программа «*CrackSkinP*» [115].

В качестве входных параметров компьютерной модели использовались полученные и приведенные в разделе 3 настоящей работы результаты экспериментальных исследований образцов с множественными концентраторами, а также геометрические параметры моделируемого заклёпочного соединения.

Задаются следующие геометрические параметры моделируемого заклепочного соединения: количество отверстий (n), диаметр отверстий (d) и расстояние между центрами отверстий (l).

Так как трещина может зародиться с двух сторон отверстия, то количество потенциальных источников зарождения усталостных трещин будет равно $2n$. Появление трещины в каждом из $2n$ источников равновероятно и не зависит от наличия трещин у соседних отверстий.

Для моделирования первого этапа – времени до появления трещины размером a_0 в программе «*CrackSkinP*» используется функция распределения числа циклов до появления трещины $F(N_0)$, соответствующая распределению Вейбулла (3.1).

Выбор параметров формы α и масштаба β осуществляется в зависимости от задачи моделирования и их значения задаются оператором. Для авиационных конструкций из алюминиевых сплавов значения данных параметров обоснованы в п. 1.3. Для испытанных модельных образцов значения α и β представлены в табл. 3.4.

Из уравнения (3.1) имеем

$$N_0 = \beta \cdot \left[\ln \frac{1}{1 - F(N_0)} \right]^{1/\alpha}. \quad (4.11)$$

Для моделирования количества циклов до появления усталостных трещин N_0 , генератор случайных чисел генерирует в соответствии с равномерным распределением значения функции $F(N_0)$ (от 0 до 1). В соответствии с (4.11) на выходе получаем набор случайных значений N_0 , распределенных по закону Вейбулла с заданными значениями α и β . Объем выборки этих значений определяется оператором и соответствует количеству сценариев моделирования.

Появившиеся трещины регистрируются в автоматическом режиме, и для них реализуется второй этап моделирования – моделирование случайного роста усталостных трещин.

Распространение усталостной трещины, которая образовалась при наработке N_0 , задается зависимостью ее длины a от числа циклов нагружения N . Данная зависимость получается при интегрировании дифференциального уравнения Пэриса (1.14) с учетом соотношения (1.6):

$$a(N) = \left[a_0^{\frac{m-2}{2}} - \frac{2C}{m-2} \left(\sqrt{\pi} Y \Delta \sigma \right)^m (N - N_0) \right]^{\frac{2}{m-2}}, \quad (4.12)$$

При неслучайном размахе напряжений $\Delta \sigma$ и заданном значении начальной длины трещины a_0 случайными параметрами зависимости (4.12) являются коэффициенты m и C .

В программе предусмотрены три варианта моделирования роста трещины: детерминированный, полудетерминированный и случайный.

Первый вариант, детерминированный, реализует неслучайный рост трещины с детерминированными значениями коэффициентов уравнения Пэриса m и C , которые задаются оператором.

Второй вариант, полудетерминированный, заключается в том, что параметр m вводится в модель как детерминированная величина, а параметр C как случайная, в соответствии с задаваемым оператором законом распределения.

Третий вариант, случайный, реализует полученную в настоящей работе модель кинетики роста трещины в алюминиевых сплавах на основании модифицированного уравнения Пэриса (4.9), где случайной величиной является коэффициент m . При этом уравнение (4.12) принимает вид

$$a(N) = \left[a_0^{\frac{m-2}{2}} - \frac{2V_f}{m-2} \left(\frac{\sqrt{\pi} Y \Delta \sigma}{K_f} \right)^m (N - N_0) \right]^{\frac{2}{m-2}}, \quad (4.13)$$

где для алюминиевых сплавов $K_f = 13,94 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$; $V_f = 3,4618 \cdot 10^{-7} \text{ м / цикл}$, а m распределен по логнормальному закону с параметрами $\mu[m]$ и $\sigma[m]$, соответствующими приведенным в табл. 4.6.

Для каждой трещины в соответствии с логарифмически нормальным законом и заданными значениями $\mu[m]$ и $\sigma[m]$ моделируется значение m и реализуется зависимость (4.13).

4.3. Интерфейс программы и методика проведения численного эксперимента

Для проведения моделирования методом Монте-Карло в специально разработанной программе – «*CrackSkinP*» выделяется три основных этапа [116].

Первый этап моделирования заключается в создании модели исследуемого заклепочного соединения – модели образца с геометрическими параметрами и размещением отверстий.

Для моделирования геометрии образца в программе реализован раздел «Геометрия». Этот раздел содержит в себе три основных окна, в которые оператор вводит необходимые данные. Во второе окно вводится шаг отверстий – расстояние между их центрами. И в третье окно вводится диаметр отверстий под заклёпки (рис. 4.13).

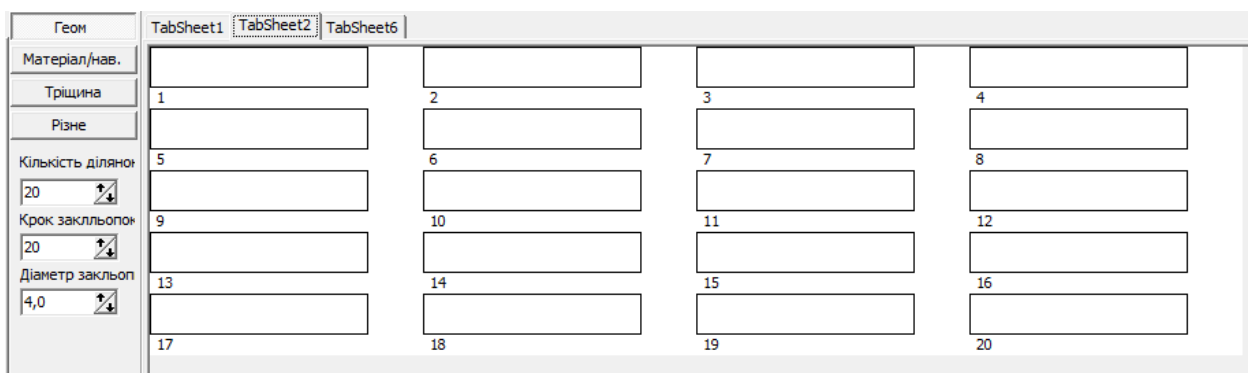


Рис. 4.13. Интерфейс раздела «Геометрия» программы «*CrackSkinP*»

Например:

- количество перемычек – n (20);
- диаметр отверстий – d (0,004 м);
- расстояние между центрами отверстий – l (0,020 м).

Второй этап моделирования заключается в задании характеристик материала и режим нагружения (рис. 4.14).

На этом этапе оператор вводит данные в раздел «Материалы/Нагрузки». В данном разделе реализовано 4 окна. В первое окно вводится величина максимального действующего напряжения в цикле σ_{\max} . Во второе окно, вводится предел текучести для исследуемого материала, например для алюминиевого сплава Д16АТ ($\sigma_{0,2} = 270$ МПа). В третье окно вводится коэффициент асимметрии цикла нагружения ($R = 0$). При необходимости реализации нагружения $R > 0$ в программе предусмотрено ввод в четвёртое окно параметра m на основании уравнения (1.16).



Рис. 4.14. Интерфейс раздела «Материалы/Нагрузки» программы «CrackSkinP»

Третий этап моделирования состоит в задании параметров моделируемых трещин (рис. 4.15).



Рис. 4.15. Интерфейс раздела «Трещина» программы «CrackSkinP»

В разделе «Трещина» имеются основные три окна и блок для выбора типа модели. Первое окно – «Минимальная длина», в это окно вводится размер начальной трещины a_0 . В программе эта величина вводится в миллиметрах. В следующие два окна вводятся параметры закона распределения Вейбулла α и β .

Четвёртый этап моделирования состоит в задании параметров нагружения.

В разделе «Разное» программы «*CrackSkinP*» (рис. 4.16) реализовано три окна. В первое окно оператором вводится шаг итерации, во второе окно вводится масштаб, и в третье окно вводится количество сценариев нагружения.

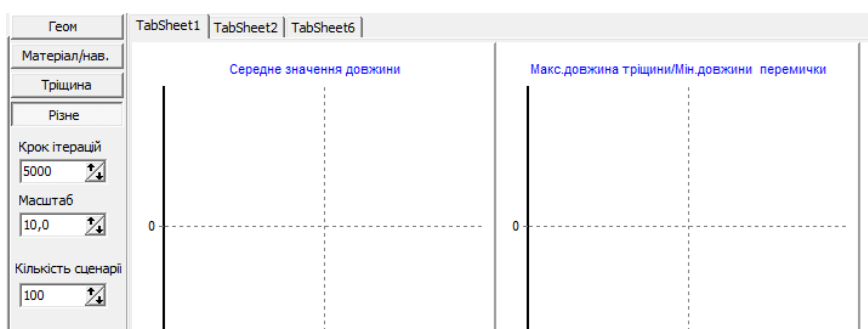


Рис. 4.16. Интерфейс раздела «Разное» программы «*CrackSkinP*»

Шаг итерации задает интервал числа циклов нагружения, после которого представляются результаты моделирования для каждого сценария.

4.4. Результаты численного моделирования множественного повреждения и их трактовка

Для подтверждения адекватности разработанной модели численного моделирования множественного повреждения рассмотрим результаты численного эксперимента, в котором использовались геометрические параметры испытанных образцов с множественными концентраторами и с заклепочным соединением, а также полученные экспериментальным путем результаты их усталостного разрушения.

Входные данные для моделирования представлены в табл. 4.8.

Таблица 4.8.

**Входные данные для моделирования многоочагового
усталостного повреждения**

Параметры для ввода в модель			
Максимальное действующее напряжение в цикле, σ_{\max} (МПа)	80	100	120
Параметр формы, β	402745	338119	217238
Параметр масштаба, α	6,1242	6,1328	8,1980
Предел текучести сплава Д16АТ, $\sigma_{0,2}$ (МПа)	270		
Коэффициент асимметрии цикла нагружения, R	0		
Расстояние между перемычками, l (м)	$2 \cdot 10^{-2}$		
Количество перемычек, b (м)	20		
Диаметр отверстий, d (м)	$4 \cdot 10^{-3}$		
Частота нагружения, f (Гц.)	11,2		
Шаг итерации, ΔN (циклы)	100		
Длина начальной трещины, a_0 (м)	$1,27 \cdot 10^{-3}$		
Коэффициент уравнения (4.1) для определения параметра C, p	1,0813		
Коэффициент уравнения (4.1) для определения параметра C, q	-6,7757		
Математическое ожидание параметра m , $\mu[m]$	3,4163		
Среднее квадратичное отклонение параметра m , $\sigma[m]$	1,1306		

После введения в модель данных из табл. 4.8, осуществляется моделирование многоочагового повреждения для одного сценария. В сценарии моделирования реализуется многоочаговое повреждение заклепочного шва, включающее процессы образования и роста усталостных трещин. Результаты сценария моделирования отображаются в отдельных окнах интерфейса программы.

В первом окне отображаются зависимости развития отдельных трещин (рис. 4.17). Трещины, образовавшиеся в случайные моменты наработки N_0 (4.11), начинают рост в соответствии с формулой (4.13). Для численной реализации этой зависимости в каждом сценарии моделируется значение показателя m , который является случайной величиной, распределенной по логнормальному закону с заданными числовыми характеристиками $\mu[m]$ и $\sigma[m]$.

Так как трещины зарождаются в случайные моменты времени, и их рост осуществляется со случайными значениями скорости, очевидно, что размеры всех трещин в фиксированный момент наработки будут также случайными. Для характеристики неоднородности длин трещин при многоочаговой поврежденности в третьем окне программы показана гистограмма распределения размера всех трещин в момент наступления предельного состояния (рис. 4.19).

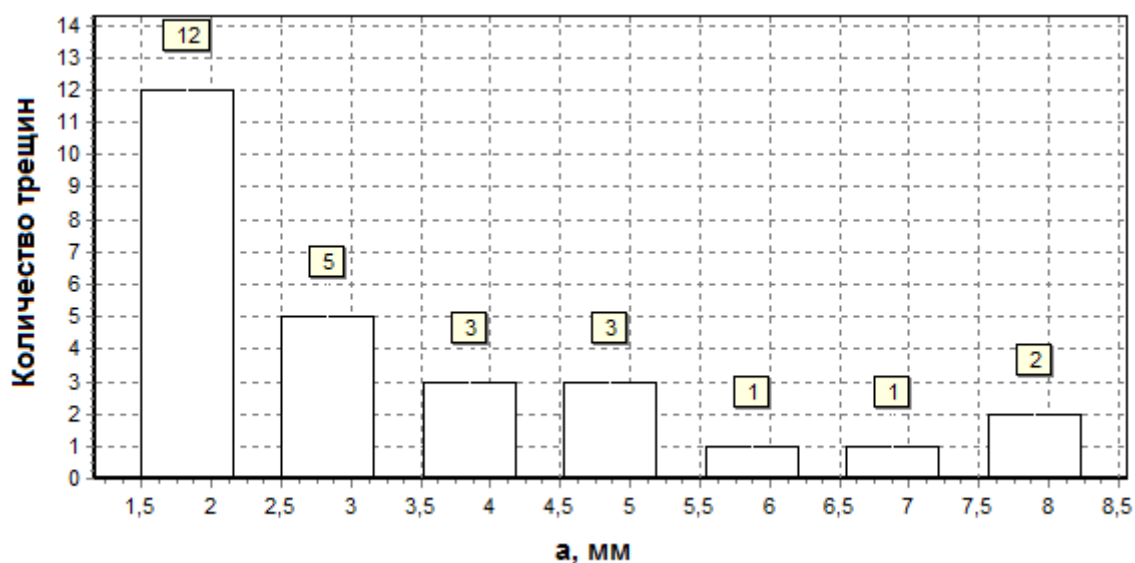


Рис. 4.19. Гистограмма распределения длин всех трещин в одном сценарии при разрушении перемычки

Результатом сценария моделирования также является зависимость от количества циклов нагружения реального действующего напряжения ($\sigma_{реал.}$), которое определяется в соответствии с уравнением (2.5) с учетом разгрузки сечения заклепочного шва от имеющихся трещин (рис. 4.20).

Общая картина многоочагового повреждения при моделировании отображается картиной поврежденных перемычек между отверстиями, выводимой в одном из окон интерфейса программы (рис. 4.21). Данная картина дает представление о способе повреждаемости перемычек – за счет роста одной трещины или путем объединения двух встречных трещин. Зона пластической деформации у трещин показана красным цветом. Например, перемычка № 7 будет разрушена за счет объединения встречных трещин (рис. 4.21).

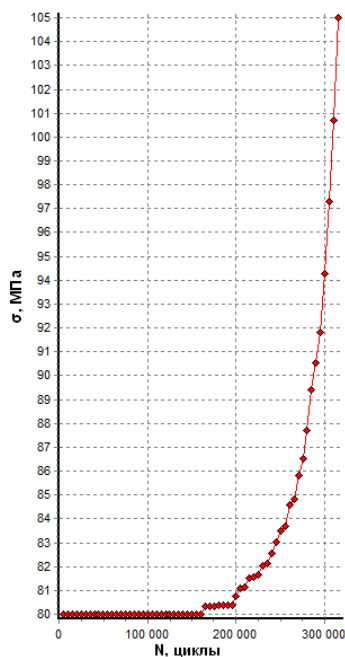


Рис. 4.20. График зависимости действующего нетто напряжения с учетом разгрузки сечения трещинами от числа циклов нагружения

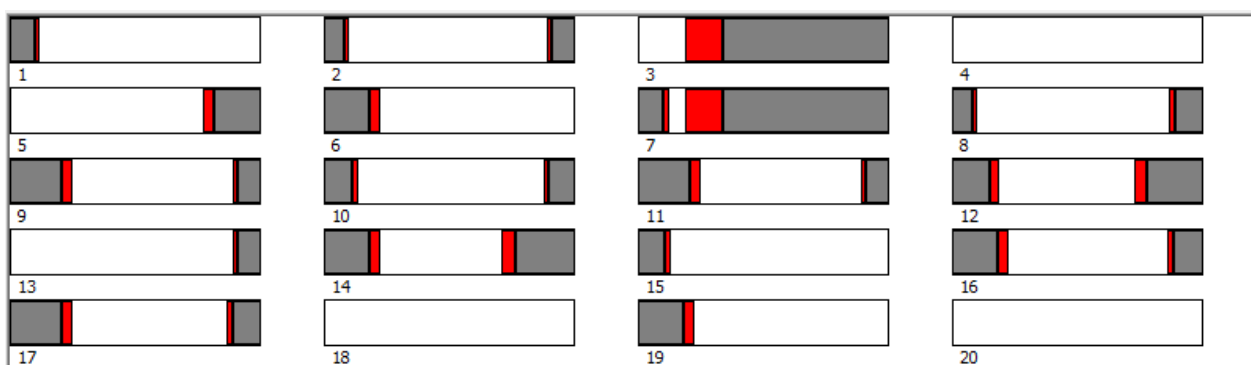


Рис. 4.21. Состояние поврежденности перемычек в фиксированный момент моделирования. Темная зона – трещины, красная зона – ЗПД у кончиков трещин

Результатом одного сценария моделирования выступают два выходных параметра – наработка до образования лидерной трещины, приводящей к разрушению перемычки (N_0) и число циклов до разрушения перемычки в заклепочном шве ($N_{разруш.}$). В главном окне интерфейса программы отображаются все сценарии моделирования в виде поля точек в координатах N_0 , $N_{разруш.}$.

На рис. 4.22-4.24 в виде поля точек изображены результаты численного моделирования многоочагового повреждения при режимах нагружения, соответствующих проведенным экспериментальным исследованиям (10^3

сценариев). Каждая точка соответствует одному сценарию моделирования. Там же нанесены точки, относящиеся к результатам проведенных экспериментальных исследований.

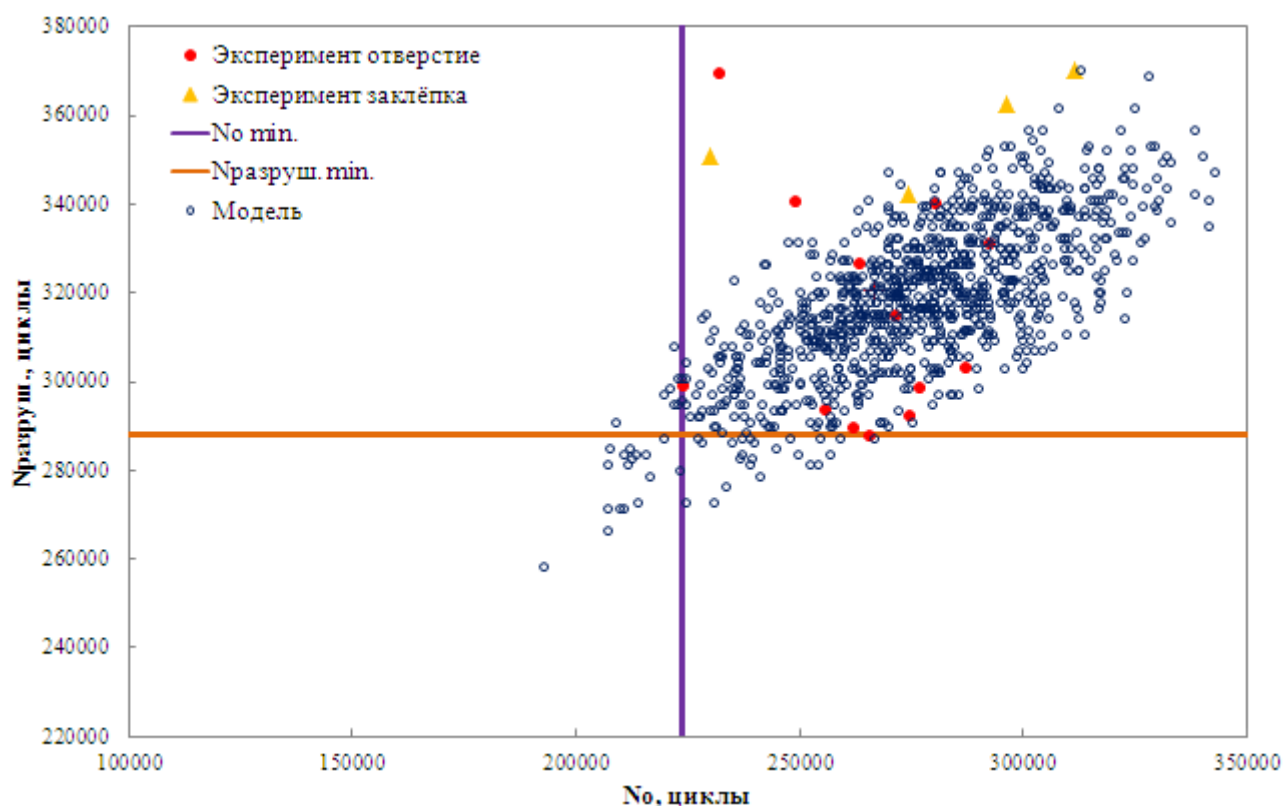


Рис. 4.22. Сопоставление результатов численного моделирования (10^3 сценариев) многоочагового повреждения сплава Д16АТ (синие точки) и экспериментальных данных, полученных при циклических испытаниях образцов с отверстиями (красные точки) и образцов с заклепочным соединением (оранжевые точки). Максимальное напряжение цикла $\sigma_{\max} = 80$ МПа.

Как следует из полученных данных экспериментальные значения N_0 и $N_{\text{разруш.}}$ для образцов с отверстиями и с заклепочным соединением расположены в поле точек модельных значений, причем, что очень существенно, эти показатели многоочаговой поврежденности не выходят за границу минимальных значений N_0 и $N_{\text{разруш.}}$, полученных в численном эксперименте. Для образцов с заклепочным соединением точки N_0 и $N_{\text{разруш.}}$ располагаются в области максимальных граничных значений численного эксперимента или даже превышают эти значения. Следовательно, можно считать, что разработанная модель численного эксперимента работает с определенным запасом по долговечности.

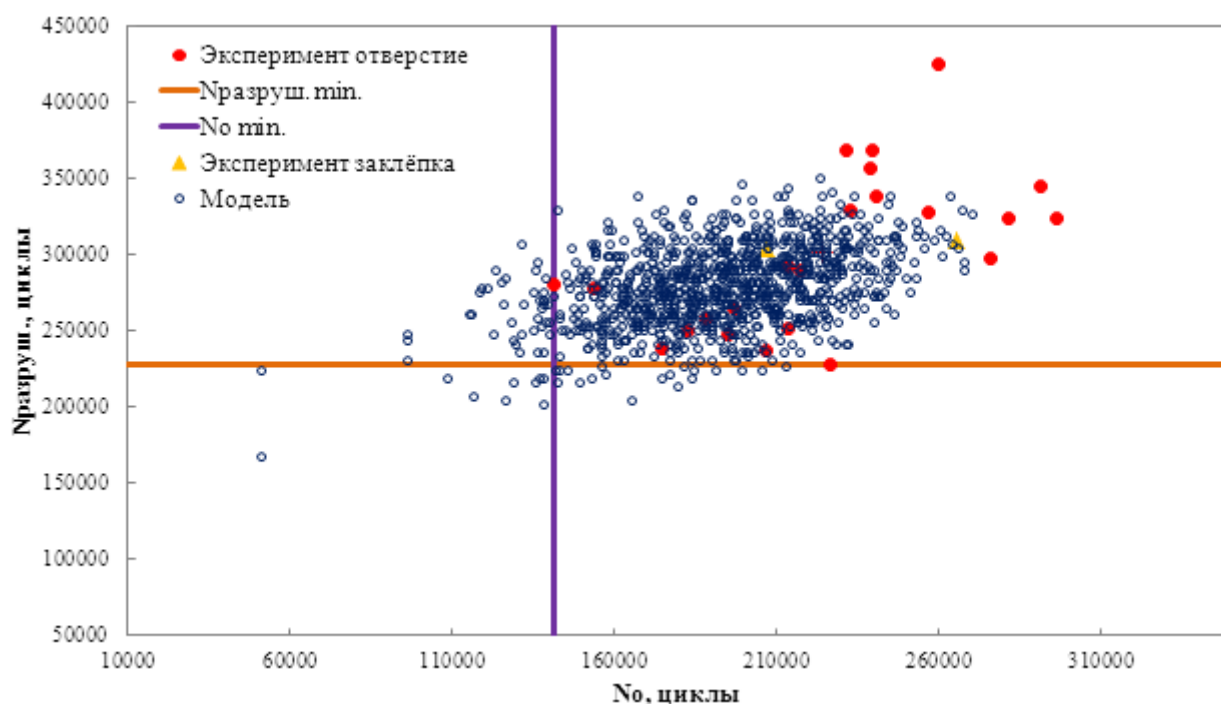


Рис. 4.23. Сопоставление результатов численного моделирования (10^3 сценариев) многоочагового повреждения сплава Д16АТ (синие точки) и экспериментальных данных, полученных при циклических испытаниях образцов с отверстиями (красные точки) и образцов с заклепочным соединением (оранжевые точки).
Максимальное напряжение цикла $\sigma_{\max} = 100$ МПа

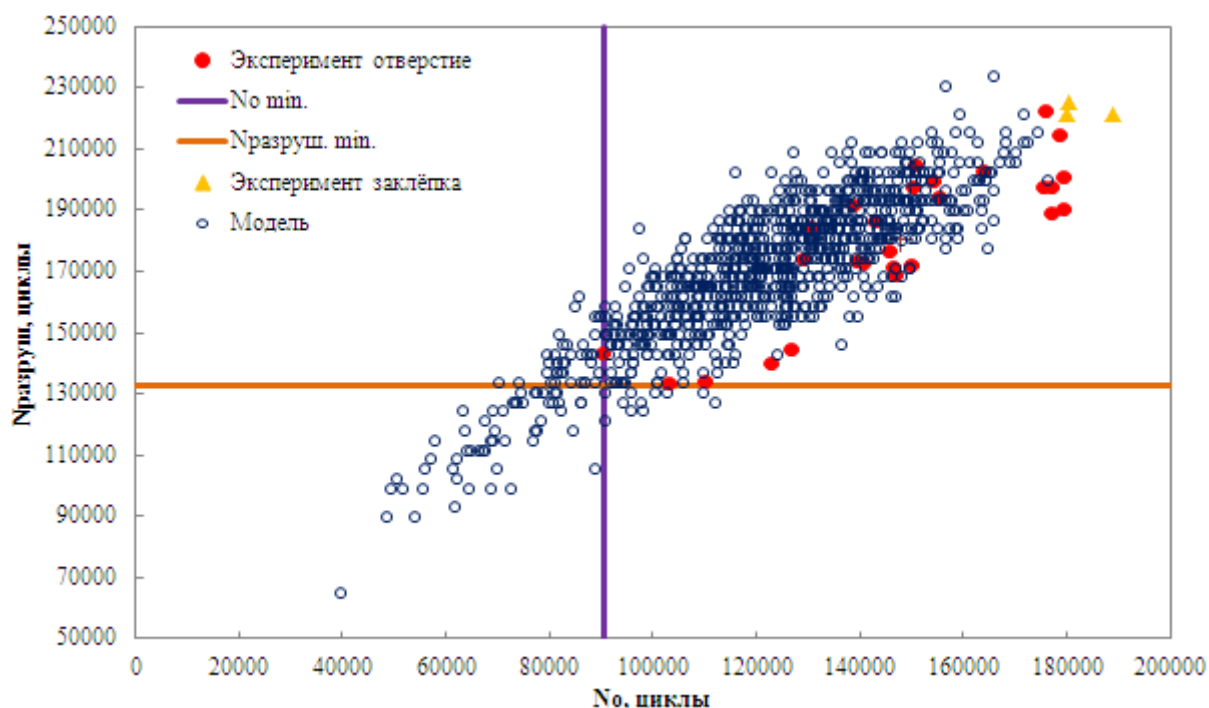


Рис. 4.24. Сопоставление результатов численного моделирования (10^3 сценариев) многоочагового повреждения сплава Д16АТ (синие точки) и экспериментальных данных, полученных при циклических испытаниях образцов с отверстиями (красные точки) и образцов с заклепочным соединением (оранжевые точки).
Максимальное напряжение цикла $\sigma_{\max} = 120$ МПа

Точность прогноза численного эксперимента проведем по критерию прогнозирования минимальных значений показателей N_0 и $N_{разруш.}$, полученных экспериментальным путем.

Определим, с какой вероятностью численный эксперимент предсказывает наработку до образования опасной усталостной трещины N_0 . Для этого на полученных полях точек (рис. 4.22 – 4.24) выбираем минимальное значение N_0^{\min} из лабораторного эксперимента и проводим вертикальную линию. Точность прогнозирования этого значения наработки определится вероятностью $P(N_0)$ того, что в численном эксперименте это значение будет большим или равным N_0^{\min} . Такая вероятность определяется отношением количеством точек (сценариев) численного эксперимента n_{\geq} , лежащих правее вертикальной линии, к общему количеству сценариев моделирования n_{Σ} ($n_{\Sigma} = 10^3$):

$$P(N_0) = \frac{n_{\geq}}{n_{\Sigma}}. \quad (4.14)$$

Для оценки точности прогнозирования числа циклов до предельного состояния выбираем минимальное значение наработки до разрушения перемычки из лабораторного эксперимента $N_{разруш.}^{\min}$ и проводим горизонтальную линию (рис. 4.22–4.24). Аналогичным образом можно определить вероятность прогноза этого значения через количество точек численного эксперимента, лежащих выше этой линии. Обозначим такую вероятность как $P(N_{разруш.})$.

Значения показателей $P(N_0)$ и $P(N_{разруш.})$ точности прогноза минимальных значений параметров N_0 и $N_{разруш.}$ по результатам численного эксперимента для трех уровней максимального напряжения в цикле приведены в табл. 4.9. Данные показатели получены для образцов с множественными отверстиями, так как они дают минимальные значения параметров N_0 и $N_{разруш.}$ в сравнении с образцами с заклепочным соединением.

Таблица 4.9.

Показатели точности прогнозирования наработки до образования трещины и разрушения перемычки численного эксперимента

Максимальное действующее напряжение в цикле σ_{\max} , МПа	80	100	120
Точность прогнозирования минимального значения наработки до появления усталостной трещины $P(N_0)$	0,980	0,964	0,912
Точность прогнозирования минимального значения наработки до разрушения перемычки между отверстиями $P(N_{\text{разруш.}})$	0,968	0,961	0,917

Максимальная точность прогнозирования имеет место при $\sigma_{\max}=80$ МПа (вероятность ошибочного прогноза 2% для N_0 и 3,2% для $N_{\text{разруш.}}$), а минимальная точность – при $\sigma_{\max}=120$ МПа (вероятность ошибочного прогноза 8,8% для N_0 и 8,3% для $N_{\text{разруш.}}$). Следует отметить, что полученную точность численного эксперимента можно считать достаточно высокой.

Выводы по Разделу 4

В разделе решены задачи диссертационной работы (задачи 6, 7, 8 и 9), касающиеся описания случайного роста усталостных трещин и разработки метода численного моделирования многоочагового повреждения заклёпочных соединений авиационных конструкций.

1. Из сравнения полученных результатов для сплава Д16АТ с данными для других конструкционных алюминиевых сплавов (2024-Т3 и 7075-Т6), взятых из литературных источников, получено, что линейная зависимость между коэффициентами уравнения Пэриса в полулогарифмических координатах является общей для этих сплавов и описывается единым регрессионным уравнением.

2. На основании линейной зависимости между коэффициентами уравнения Пэриса теоретически обосновано и экспериментально подтверждено, что кинетические диаграммы усталостного разрушения для отдельных трещин пересекаются в общей точке, названной точкой фокуса. Из анализа аналогичных результатов для сталей, взятых из литературных источников, выдвинуто

предположение, что координаты точки фокуса являются общими для различных типов материалов (алюминиевых сплавов, сталей и т.п.). Определены координаты точки фокуса для алюминиевых сплавов, сталей.

3. Исходя из установленной линейной зависимости между параметрами $\lg C$ и m предложена новая эмпирическую модель кинетики роста усталостных трещин, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса и позволят моделировать случайный рост трещин в зависимости от статистического распределения коэффициента m . Модифицированное уравнение Пэриса удобно использовать для статистического описания кинетики роста усталостных трещин в различных материалах, в частности, в сталях и алюминиевых сплавах.

4. Установлено, что для исследуемого сплава Д16АТ и близких к нему по составу алюминиевых сплавов 2024-Т3 и 7075-Т6 статистическое распределение коэффициента m модифицированного уравнения Пэриса описывается логарифмически нормальным законом. Получены основные числовые характеристики данного распределения.

5. Обоснованы исходные положения, входные и выходные параметры, принципы реализации и построения математической модели для проведения численного эксперимента многоочагового повреждения заклепочных соединений на основании метода Монте-Карло.

6. Разработаны алгоритмическое и программное обеспечение для компьютерной реализации метода численного моделирования многоочагового повреждения, разработана методика проведения численного эксперимента.

7. Осуществлен численный эксперимент многоочагового повреждения для образцов с множественными отверстиями и с заклепочным соединением, состоящий из 10^3 сценариев. Сравнение результатов лабораторных испытаний и численного эксперимента показало удовлетворительное совпадение данных. Точность прогнозирования минимальных значений числа циклов до разрушения при численном эксперименте составляет (91,2...96,8) %, а прогнозирования минимальных значений числа циклов до образования трещин – (91,7...98) %.

ВЫВОДЫ

Главный научный результат работы – новое решение научно–технической задачи прогнозирования ресурса авиационных панельных конструкций при многоочаговом повреждении в заклепочном соединении. Данная задача решена путем научного обоснования и разработки нового метода численного моделирования процессов образования и роста усталостных трещин в алюминиевом сплаве Д16АТ с учетом экспериментально установленных закономерностей.

Проведённые исследования позволяют сделать следующие выводы.

1. Разработан и апробирован комплекс оригинальных методик экспериментальных исследований образования и распространения усталостных трещин в плоских образцах, моделирующих заклепочное соединение обшивки самолетов. Разработанное методическое обеспечение позволяет получать данные о поведении достаточно большого количества трещин на одном образце непосредственно в процессе циклического нагружения без прерывания эксперимента.

2. Установлено, что число циклов до образования усталостных трещин в испытуемых образцах описывается законом распределения Вейбулла. Определены параметры данного распределения для образцов с множественными отверстиями и с заклёпочным соединением.

3. Показано, что заклёпочное соединение повышает сопротивление многоочаговому повреждению алюминиевого сплава Д16АТ. Нарботка до образования трещин в заклёпочном соединении на 10% больше, чем при отсутствии заклёпок. Продолжительность стадии роста трещин в заклёпочном соединении в рассматриваемом диапазоне напряжений увеличивается на 45...55% по сравнению со свободными отверстиями.

4. Получена кинетическая диаграмма усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ и показано, что коэффициенты уравнения Пэриса в широком диапазоне значений в полулогарифмических координатах линейно

взаимозависимы. Данная линейная зависимость является общей для образцов из сплава Д16АТ с отверстиями и образцов с заклёпочным соединением, а также согласуется с аналогичными данными для алюминиевых сплавов 2024-Т3 и 7075-Т6, взятых из литературных источников.

5. На основании линейной зависимости между коэффициентами уравнения Пэриса теоретически обосновано и экспериментально подтверждено, что кинетические диаграммы усталостного разрушения для отдельных трещин пересекаются в общей точке, названной точкой фокуса. Выдвинуто предположение, что координаты точки фокуса являются общими для различных типов материалов (алюминиевых сплавов, сталей и т.п.). Определены координаты точки фокуса для алюминиевых сплавов, сталей.

6. Предложена новая эмпирическую модель кинетики роста усталостных трещин, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса и позволят моделировать случайный рост трещин в зависимости от статистического распределения коэффициента m . Установлено, что для алюминиевых сплавов статистическое распределение коэффициента m модифицированного уравнения Пэриса описывается логарифмически нормальным законом. Получены основные числовые характеристики данного распределения.

7. Обоснованы исходные положения, входные и выходные параметры, а также разработаны алгоритмическое и программное обеспечение математической модели для проведения численного эксперимента многоочагового повреждения заклёпочных соединений на основании метода Монте-Карло. Разработана методика проведения численного эксперимента.

8. Осуществлен численный эксперимент многоочагового повреждения для образцов с множественными отверстиями и с заклёпочным соединением. Сравнение результатов лабораторных испытаний и численного эксперимента показало удовлетворительное совпадение данных. Точность прогнозирования минимальных значений числа циклов до разрушения при численном эксперименте составляет (91,2...98,0) %, а прогнозирования минимальных значений числа циклов до образования трещин – (91,7...96,8) %.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Надежность* в технике. Основные понятия, термины и определения : ГОСТ 27.002-89. – [Действителен от 1990-07-01]. – М. : Госстандарт СССР, 1990. – 36 с.
2. *Болотин В. В.* Ресурс машин и конструкций / В. В. Болотин – М. : Машиностроение, 1990. – 448 с.
3. *Метод* определения соответствия к АП 25.571. «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации». – М. : Минтранс, 1996. – 29 с.
4. СРПП ВТ. Стадии жизненного цикла изделий и материалов : ГОСТ В 15.004-84. – [Действителен от 1984-01-01]. – М. : Госстандарт СССР, 1984. – 36 с.
5. *Шанявский А. А.* Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций / А. А. Шанявский. – Уфа : Монография, 2003. – 802 с.
6. *Kuchemann J.* Aircraft Design: Synthesis and Analysis / J. Kuchemann. – Stanford : Desktop Aeronautics Inc., 2001. – 570 p.
7. *Whittingham R. B.* The Blame Machine: Why Human Error Causes Accidents / R. B. Whittingham-Burlington : Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004. – 288 p.
8. *Емельянов С. Н.* Проблемы обеспечения безопасности полетов гражданских транспортных самолетов в условиях длительной эксплуатации / С. Н. Емельянов // Техническая информация. – 1980. – № 8. – С. 9–24.
9. *Boeing 737-201* Piedmont Airlines Accident Description [Электронный ресурс] / Aviation Safety Network – Режим доступа: <http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19890120-2>
10. *Boeing 73-222* Far Eastern Air Transport Accident Description [Электронный ресурс] / Aviation Safety Network – Режим доступа: <http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19810822-0>
11. *Boeing 737-297* Aloha Airlines Accident Description [Электронный ресурс] / Aviation Safety Network – Режим доступа: <http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19810822-0>

- safety.net/database/record.php?id=19880428-0
12. *Boller C.* Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure / C. Boller // Monograph on Structural Health Monitoring. – Bangalore (India): Institute of Smart Structures and Systems (ISSS), 2002. – 35 p.
 13. *Schijve J.* Multiple-site damage in aircraft fuselage structures / J. Schijve // Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures (FFEMS). – 1995. – Vol. 18, No. 3. – P. 329–344.
 14. *Игнатович С. Р.* Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов: монография / С. Р. Игнатович, М. В. Карускевич. – К. : НАУ, 2014. – 260 с.
 15. *Hendricks W. R.* The Aloha Airlines accident – a new era for aging aircraft // Structural integrity of aging airplanes / W. R. Hendricks // Ed. by S.N. Atluri, S. G. Sampath, P. Tong. – Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag. – 1991. – P. 153–166.
 16. *Goranson U. G.* Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs / U. G. Goranson // International Journal of Fatigue. – 1997. – Vol. 20, No. 6. – P. 413–431.
 17. *Bode M. D.* Survey of transport airplane structural repairs and alterations: survey & teardown final results / M. D. Bode, W. M. Sippel, D. Ostgaard, J. G. Bakuckas // Presentation on 2011 Air Transport Association NDT Forum (April 29, 2011), 2011. – 39 p.
 18. *Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report) [Электронный ресурс]* / Airworthiness Assurance Working Group, 1999. – 162 p. – Режим доступа: http://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/transport/aging_aircraft/media/ARAC_WFDFinalReport399A.pdf
 19. *Swift T.* Damage Tolerance Capacity. Fatigue of Aircraft Materials-Proceedings of the Specialists / T. Swift // Conference, Dedicated to the 65th Birthday of J.

- Schijve, Delft University. – 1992. – P. 351–387.
20. *Yang J-N.* Reliability Analysis Of Aircraft Structures Under Random Loading And Periodic Inspection / J-N Yang, W.J. Trapp // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal. – 1974. – Vol. 12. – P. 1623–1630.
 21. *Каран Є. В.* Надійність заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому втомному пошкодженні / С. Р. Ігнатович, Є. В. Каран, В. С. Краснопольський, Л. А. Хумарян // АВІА-2013: XI Міжнародна науково-технічна конференція, 21-23 травня 2013 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту. “НАУ-друк”, 2013. – Т. 3. – С. 20.25-20.28.
 22. *Handbook for Damage Tolerant Design* [Електронний ресурс] / Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis software tool. Section 3.2: Equivalent Initial Quality. – 2010. – P. 3.2.1–3.2.11. – Режим доступа: http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/pdfs%5CSec3_2_0.pdf
 23. *Dowling N. E.* Mechanical Behavior of Materials: Engineering Methods for Deformation, Fracture and Fatigue / N. E. Dowling. – Prentice Hall, Second Edition, Upper Saddle River, NJ, 1999. – 830 p.
 24. *Cavallini G.* A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components / G. Cavallini, R. Lazzeri // Engineering Fracture Mechanics. – 2007. – Vol. 74, No. 18. – P. 2964–2970.
 25. *Rambalakov A.* Non-periodic inspection of aging aircraft structures / A. Rambalakov, G. Deodatis // Proc. 9th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Atlanta, USA, GA, March 6–9, 2006). – 2006. – P. 1–18.
 26. *Garcia A. N.* Simplifying MSD modeling by using continuing damage assumption and parametric study: the role of rivet squeeze force [Електронний ресурс] / A. N. Garcia, Jr. A. W. S. Mello, P. E. Irving // Proc. 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (USA, Anchorage, A., September 14-19, 2008), – Paper ICAS 2008-9.8.1. – 9 p. – Режим доступа: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/521.PDF
 27. *Horst P.* Criteria for the Assessment of Multiple Site Damage in Ageing Aircraft /

- P. Horst // *Structural Integrity & Durability*. – 2005. – Vol. 1. – P. 49–65.
28. *Pavelko V.* Model of the multi-site fatigue damage in the thin-walled structure / V. Pavelko, J. Timoshtchenko // Proc. 5th Int. Conf. “Reliability and statistics in transportation and communication” (Part 2) (Riga, Latvia, October 13–14, 2005). – 2005. – P. 327–334.
29. *Каран Є. В.* Зразок-свідок втомного пошкодження авіаційних конструкцій / О. Ю. Корчук, М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, Є. В. Каран // Вісник інженерної академії України. – 2009. – № 3-4. – С. 219–224.
30. *Santgerma A.* Developpement d’Une Methodologie de Prevision du Comportement des Strutures d’Avions Civils en Presence de Dommages Multiples de Fatigue / A. Santgerma. – Doctorate Thesis, Department of Mechanical Engineering, Toulouse, 1997. – 241 p.
31. *Schijve J.* Fatigue of Structures and Materials / J. Schijve. – Dordrecht : Kluwer Academic Publishers, 2001. – 536 p.
32. *Muller R. P. G.* An experimental and analytical investigation on the fatigue behaviour of fuselage riveted lap joints. The significance of the rivet squeeze force, and a comparison of 2024-T3 and Glare 3 / R. P. G. Muller. – PhD Dissertation, The Netherlands TU Delft, 1995. – 316 p.
33. *Cavallini G.* A probabilistic approach to aircraft structures risk assessment / G. Cavallini, A. Lanciotti, L. Lazzeri // In: 19th ICAF symposium, Edinburgh, UK. – 1997. – P. 421–440.
34. *Cavallini G.* An experimental and numerical analysis of multi-site damaged butt-joints / G. Cavallini, R. Galatolo, G. Cattaneo // In: 20th ICAF symposium, Bellevue, USA. – 1999. – P. 177–201.
35. *Lazzeri R.* The PISA code / R. Lazzeri // *AEROTECNICA Missili e Spazio*. – 2002. – No. 81(1). – P. 17–25.
36. *Fawaz S. A.* Accurate Stress Intensity Factor Solutions for Unsymmetric Corner Cracks at a Hole [Электронный ресурс] / S.A. Fawaz, B. Andersson // FFA-Report, Sweden. – 2000. – 25 p. – Режим доступа:

- <http://www.afgrow.net/downloads/documents/aging2000.pdf>
37. *Goranson U. G.* Damage tolerance. Facts and fiction / U.G. Goranson // Keynote Presentation in Int. Conf. on Damage Tolerance of Aircraft Structure (Delft, The Netherlands, 25 September 2007), 2007. – 58 p.
 38. *Kim J. H.* Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model / J. H. Kim, G. Zi, S-N. Van, M. C. Jeong, J. S. Kong, M. Kim // *Structural Engineering and Mechanics*. – 2011. – Vol. 38, No. 4 – P. 443–457.
 39. *Yang J. N.* Durability methods development [Электронный ресурс] / Technical report AFFDL-TR-79-3118. Vol. V: Durability analysis methodology development / J. N. Yang, S. D. Manning, W. R. Garver. – Structural and Design Department, GDC, Fort Worth, Texas, US, 1979 – 96 p. – Режим доступа: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a116395.pdf>
 40. *Yang J. N.* Statistical estimation of economic life for aircraft structures / J. N. Yang // *Journal of Aircraft*. – 1980. – Vol. 17, No. 7 – P. 528 – 535.
 41. *Tong Y. C.* Literature review on aircraft structural risk and reliability analysis (Technical Report) / Y. C. Tong. – Aeronautical and Maritime Research Laboratory. DSTO – TR-1110, 2001. – 48 p.
 42. *Wang H-L.* Monte Carlo analysis of widespread fatigue damage in lap joints // Analysis of widespread fatigue damage in aerospace structures (Final report for Air Force Office of Scientific Research) / H-L. Wang, A. F. Grandt, Jr., T. N. Farris, B. H. Hillberry. – Purdue University, 1999 – 25 p.
 43. *Rudd J. L.* Applications of the Equivalent Initial Quality Method, U.S. Air Force Flight Dynamics Lab., TM-77-58-FBE, U.S. Air Force Wright Lab., Wright–Patterson AFB, OH, July 1977. – 48 p.
 44. *Manning S. D.* USAF Durability Design Handbook: Guidelines for the Analysis and Design of Durable Aircraft Structures / S.D. Manning, J.N. Yang. – U.S. Air Force Wright Aeronautical Labs., TR-88-3119, Wright–Patterson AFB, OH, Feb. 1989. – 213 p.

45. *Yang J. N.* Investigation of Mechanistic-Based Equivalent Initial Flaw Size Approach / J. N. Yang, S. D. Manning, J. L. Rudd, R. M. Bader // Estimation, Enhancement and Control of Aircraft Fatigue Performance ICAF '95, edited by J. M. Grandage and G. S. Jost, Engineering Materials Advisory Services Ltd., West Midlands, UK. – 1995. – P. 385–404.
46. *Berens A. P.* Risk Analysis for Aging Aircraft Fleets / A. P. Berens, R. W. Hovey, D. A. Shinn // U.S. Air Force Wright Lab., TR-91-3066, Wright – Patterson AFB, OH. – 1991. – Vol. 1. – P. 23–26.
47. Joint Service Specification Guide for Aircraft Structures (JSSG-2006) / [Электронный ресурс] / Department of Defense USA, 1998. – 497 p. Режим доступа: <http://everyspec.com/USAF/USAF-General/download.php?spec=JSSG-2006.010206.PDF>
48. *Deodatis G.* Non-Periodic Inspection By Bayesian Method I / G. Deodatis, Y. Fujimoto, S. Ito, J. Spencer, H. Itagaki // Probabilistic Engineering Mechanics. – 1992. – Vol. 7. – P. 191–204.
49. *Ito S.* Non-Periodic Inspection By Bayesian Method II: Structures With Elements Subjected to Different Stress Levels / S. Ito, G. Deodatis, Y. Fujimoto, H. Asada, M. Shinozuka // Probabilistic Engineering Mechanics. – 1992. – Vol. 7. – P. 205–215.
50. *Deodatis G.* Reliability of Aircraft Structures Under Non-Periodic Inspections: A Bayesian Approach / G. Deodatis, H. Asada, S. Ito // Engineering Fracture Mechanics. – 1996. – Vol. 53, No. 5. – P. 789–805.
51. *Goranson U. G.* Damage tolerance. Facts and fiction [Электронный ресурс] / U. G. Goranson // Keynote Presentation in Int. Conf. on Damage Tolerance of Aircraft Structure (Delft, The Netherlands, 25 September 2007). – 2007. – P. 58. – Режим доступа:
http://dtas2007.fyper.com/userfiles/file/Paper%2011_Goranson.pdf
52. *Hellan K.* Introduction To Fracture Mechanics / K. Hellan // McGraw-Hill Book Company, New York. – 1984. – P. 154–161.

53. *Мураками Ю.* Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений / Ю. Мураками, Ю. Ито, Н. Хасебэ, Р. Юуки, М. Тоя, К. Того, Х. Мията, Х. Терада, Н. Миядзаки, С. Аоки. – М. : Мир, 1990. – Т. 1. – 448 с.
54. *Rooke D. P.* Compendium of Stress Intensity Factors / D. P. Rooke, D. J. Cartwright. – Her Majesty's Stationery Office, London, 1976. – 330 p.
55. *Grandt A. F. Jr.* Stress Intensity Factors for Some Thru-Cracked Fastener Holes. / A. F. Jr. Grandt // International Journal of Fatigue. – 1975. – Vol. 11, No. 2. – P. 283–294.
56. *Moukawsher E. J.* Fatigue Life of Panels with Multiple Site Damage / E. J. Moukawsher, A. F. Grandt Jr., M. A. Neussl // Journal of Aircraft. – 1996. – Vol. 33, No. 5. – P. 1003–1013.
57. *Kamei A.* Two Collinear Asymmetrical Elastic Cracks / A. Kamei, T. Yokobori // Report of the Research Institute for Strength and Fracture of Materials. Tohoku University. – 1974. – Vol. 10. – P. 41–42.
58. *Панасюк В. В.* Механика разрушения и прочность материалов [Текст] : справочное пособие : в 4-х т. / Под общ. ред. В. В. Панасюк. Т. 4 : Усталость и циклическая трещиностойкость конструкционных материалов // О. Н. Романив, С. Я. Ярема [и др.]. – К. : Наук. думка, 1990. 679 с.
59. *Трощенко В. Т.* Сопротивление материалов деформированию и разрушению [Текст] : справочное пособие : в 2-х т. / В. Т. Трощенко, А. Я. Красовский, В. В. Покровский, Л. Я. Сосновский. – К. : Наук. думка, 1994. – 1000 с.
60. *Писаренко Г. С.* Справочник по сопротивлению материалов [Текст] / Г. С. Писаренко, А. П. Яковлев, В. В. Матвеев. – К. : Наук. думка, 1975. – 704 с.
61. *Tada H.* The Stress Analysis of Cracks Handbook. Second Edition / H. Tada, P. C. Paris, G. R. Irwin. – Del Research Corp, Hellertown, Penn, USA, 1973. – 297 p.
62. *Пэрис П.* Критический анализ законов распространения трещин / П. Пэрис, Ф. Эрдоган // Техническая механика. Труды АОИМ, сер. Д. – 1963. – Ч. 85, № 4 – С. 60–68.
63. *Yokobori A. T.* The Effect of Stress Singularity Around a Crack Tip on the

- Theorry of Fatigue Crack Growth Based on the Disolocation Groups Dynamics / A. T. Yokobori, T. Isogai // Journal of the Japanese Society for Strength and Fracture of Materials. – 2000. – Vol. 34, No. 1. – P. 1–10.
64. *Hudson C. M.* Effect of stress ratio on fatigue-crack growth in 7075-T6 and 2024-T3 aluminum-alloy specimens / C. M. Hudson. – NASA TN D-5390, 1969. – 34 p.
65. *Hudson C. M.* Effect of stress ratio on fatigue-crack growth in 7075-T6 aluminum-alloy sheet / C. M. Hudson, J. T. Scardina. – NASA TMX- 60125, 1967. – 24 p.
66. *Newman J. C.* Small-crack effects in high-strength aluminum alloys / J. C. Newman, Jr. Wu X. R., S. L. Venneri, C. G. Li. – NASA RP 1309, 1994. – 118 p.
67. *Коллинз Дж.* Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение / Дж. Коллинз. – Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 624 с.
68. *Schijve J.* Fatigue of structures and materials / J. Schijve. – Delft: University of technology, 2001. – 513 p.
69. *Chang J. B.* Fatigue Crack Growth Behavior and Life Predictions for 2219-T851 Aluminum Subjected to Variable-Amplitude Loadings / J.B. Chang, R.M. Engle, J. Stolpestad // Fracture Mechanics: Thirteenth Conference. R. Roberts (Ed.). ASTM STP 743. – 1981. – P. 3–27.
70. *Howard A.* A summary of crack growth prediction techniques / A. Howard // AGARD lecture series N 62 on fatigue life prediction for aircraft structures and materials. – 1975. – P. 8.1–8.31.
71. *Ромвари П.* Анализ закономерностей распространения усталостных трещин в металлах / П. Ромвари, Л. Тот, Д. Надь // Проблемы прочности. – 1980. – № 12. – С. 18–28.
72. *Salivar G. C.* A statistical model for the prediction for fatigue crack growth under a block type spectrum loading / G. C. Salivar, J. N. Yang, B. J. Schwartz // Engineering Fracture Mechanics. – 1988. – Vol. 31, No. 3. – P. 371–380.

73. *Yang J. N.* Stochastic crack propagation in fastener holes / J. N. Yang, S.D. Manning, J.K. Rudd [et al.] // *Journal of Aircraft* – 1982. – Vol. 22, No. 9. – P. 810–817.
74. *Wang H-L.* Monte Carlo analysis of widespread fatigue damage in lap joints / Analysis of widespread fatigue damage in aerospace structures (Final report for Air Force Office of Scientific Research) // H-L. Wang, A. F. Grandt, T. N. Farris, B. H. Hillberry. – Purdue University. – 1999 – P. 25.
75. *Newman J. C.* Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory / J. C. Newman, E. P. Phillips, M. H. Swain // *International Journal of Fatigue*. – 1999. – Vol. 21, No. 2. – P. 109–119.
76. *Sinclair G. B.* On obtaining fatigue crack growth parameters from the literature / G. B. Sinclair, R. V. Pierie // *International Journal of Fatigue* – 1990. – Vol. 12, No. 1. – P. 57–62.
77. *Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. Обработка результатов: ГОСТ 25.502-79.* – [Действующий от 1979-10-30]. – М. : Госстандарт СССР, 1979. – 14 с.
78. *Каран Є. В.* Методика дослідження множинного втомного пошкодження зразків з отворами / Є.В. Каран // *Наукоємні технології*. – 2014. – № 1 (21). – С. 105–109.
79. *Астанін В. В.* Композиційні матеріали в конструкціях сучасних літальних апаратів / В. В. Астанін, А. В. Хоменко, О. А. Шевченко // *Вісник НАУ*. – 2004. – № 3. – С. 46–52.
80. *Листы из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия : ГОСТ 21631-76.* – [Действующий от 1976-01-01]. – М. : Госстандарт СССР, 1977. – 30 с.
81. *Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки : ГОСТ 4784-97.* – [Действующий от 2000-01-07]. – Минск, Межгосударственный стандарт, 1998. – 12 с.

82. *Каран Є. В.* Застосування методу кінцевих елементів в задачах моніторингу втомного пошкодження авіаційних конструкцій / Є. В. Каран, Д. М. Костенюк // Наукоємні технології: науково-технічна конференція студентів та молодих учених, 15-19 листопада 2010 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту. “НАУ-друк”, 2011. – С. 71.
83. *Каран Е. В.* Датчик усталости авиационных конструкций / Е. В. Каран // ПОЛІТ: XI міжнародна науково-практична конференція студентів та молодих учених, 6-7 квітня 2011 р.: тези доп. – К., 2011. – Т. 2. – С. 114.
84. *Савин Г. Н.* Справочник по концентрации напряжений / Г. Н. Савин, В. И. Тульчий. – Высшая школа. – Киев, 1976. – 412 с.
85. *Карускевич М. В.* Візуальна ідентифікація деформаційного рельєфу й оцінка накопиченого втомного пошкодження / М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, Є. В. Каран // Наукоємні технології. – 2009. – № 1. – С. 13–15.
86. *Карускевич М. В.* Оптичний контроль накопиченого втомного пошкодження / М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, Є. В. Каран // Вісник НАУ. – 2009. – № 2(39). – С. 48–51.
87. *Каран Є. В.* Методика попередньої оцінки критичних зон конструкції при натурних випробуваннях / Т. П. Маслак, Є. В. Каран, Д. М. Костенюк // АВІА-2009: IX Міжнародна науково-технічна конференція, 21-23 вересня 2009 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту. “НАУ-друк”, 2009. – Т. 2. – С. 17.37-17.40.
88. *Универсальная машина типа МУП-20.* Техническое описание и руководство по эксплуатации. – Армавир, 1974. – 39 с.
89. *De Jonqe J. B.* A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures / J. B. De Jonqe, D. Schutz, H. Lowak, J. Schijve // LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U) – Darmstadt-Amsterdam, 1973. – 52 p.
90. *Воскобойник М. С.* Конструкция и прочность самолетов и вертолетов / М. С. Воскобойник, Г. С. Лагосюк, М. Д. Миленский. – М.: Транспорт, 1972. – 440 с.

91. *Розрахунки та випробування на міцність. Опір втомі. Терміни та визначення* : ДСТУ 2444-94. – [Чинний від 1995-01-07]. – К.: Держспоживстандарт України, 1994. – 32 с.
92. *Каран Е. В.* Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснопольский // Вестник двигателестроения. – 2013. – № 2. – С. 261–264.
93. *Игнатович С.Р.* Вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения заклепочных соединений авиационных конструкций / С.Р. Игнатович // Проблемы прочности. – 2014. – № 3. – С. 48–58.
94. *Proppe C.* Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages / C. Proppe // Computational Mechanics. – 2003. – Vol. 30, No. 4. – P. 323–329.
95. *Garcia A. N.* Lap joint MSD assessment using a probabilistic model / A. N. Garcia, P. E. Irving // Proc. 11th Int. Conf. on Fracture “Aeronautics & Aerospace” (March 20-25, 2005, Turin, Italy). – 2005. – P. 74–79.
96. *Cavallini G.* A probabilistic approach to fatigue design of aerospace components by using the risk assessment evaluation [Электронный ресурс] / G. Cavallini, R. Lazzeri // Recent advances in aircraft technology / Ed. by Ramesh K. Agarwal. – INTECHWEB.ORG. – 2012. – P. 29-48. – Режим доступа: <http://www.doko.vn/tai-lieu/recent-advances-in-aircraft-technology-1745131#>
97. *Каран Є. В.* Ймовірнісний розподіл довжин втомних тріщин у заклепкових з'єднаннях літака / С. Р. Ігнатович, Є. В. Каран, В. С. Краснопольський // Фізико-хімічна механіка матеріалів. – 2013. – Том 49, № 2. – С. 109-116.
98. *Karan E. V.* Probability Distribution of the Lengths of Fatigue Cracks in Riveted Joints of an Aircraft / S. R. Ignatovich, E. V. Karan, V. S. Krasnopol'skii // Materials Science. – 2014. – Vol. 49, No. 2. – P. 257–263.
99. *Трощенко В. Т.* Прочность материалов и конструкций [Текст] : Серия монографий / Под общ. ред. В. Т. Трощенко. Т. 2 : Усталость металлов. Влияние состояния поверхности и контактного взаимодействия // В. Т. Трощенко, Г. В. Цыбанев [и др.]. – К. : ИПП им. Г.С. Писаренко НАН

- Украины, 2009. – 664 с.
100. *Игнатович С. Р.* Кинетика роста усталостных трещин в образцах алюминиевого сплава Д16АТ с множественными концентраторами / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран // Проблемы прочности. – 2015. – № 4. – С. 91-101.
 101. *Каран Е. В.* Образование и распространение усталостных трещин в образцах с множественными концентраторами / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснопольский, Д. Г. Шкуратов, И. И. Швиднюк // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції. (Тернопіль 21-24 вересня 2015 року) / МОН України, ТНТУ ім. Івана Пулюя – Тернопіль: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя. – 2015. – С. 102–105.
 102. *Partl O.* Multiple-site-damage in 2024-T3 alloy sheet / O. Partl, J. Schijve // Delft University of Technology. Report LR-660. – 1992 – P. 40.
 103. *Каран Е. В.* Коэффициенты уравнения Пэриса для описания роста усталостных трещин в сплаве Д16АТ / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран // АВІА-2015: XII Міжнародна науково-технічна конференція, 28-29 квітня 2015 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту. “НАУ-друк”, 2015. – Т. 1. – С. 18.5-18.8.
 104. *Pattabhiraman S.* Effects of uncertainty reduction measures by structural health monitoring on safety and lifecycle cost of airplanes / S. Pattabhiraman, N. H. Kim, R. T. Haftka // Proc. 51st Conf. «AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials» (Apr. 12-15, 2010, Orlando, Florida, USA). – 2010. – Vol. 3. – P. 2221–2232.
 105. *Pattabhiraman S.* Effect of inspection strategies on the weight and lifecycle cost of airplanes / S. Pattabhiraman, N. H. Kim, R. T Haftka // Proc. 52nd Conf. «AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials» (April 4-7, 2011, Denver, Colorado, USA). – 2011. – Vol. 2. – P. 900–913.
 106. *Coppe A.* Statistical characterization of damage propagation properties in structural health monitoring / A. Coppe, R. T. Haftka, N. H. Kim, F.-G. Yuan //

- Proc. 50th Conf. «AIAA Non-Deterministic Approaches» (May 4-7, 2009, Palm Springs, CA, USA). – 2009. – Vol. 4. – P. 1988–1997.
107. *Coppe A.* Uncertainty reduction of damage growth properties using structural health monitoring / A. Coppe, R. T. Haftka, N. H. Kim, F.-G. Yuan // *Journal of Aircraft.* – 2010. – Vol. 47, No. 6. – P. 2030–2038.
 108. *Kale A. A.* Tradeoff of weight and inspection cost in reliability-based structural optimization / A. A. Kale, R. T. Haftka // *Journal of Aircraft.* – 2008. – Vol. 45, No. 1. – P. 77–85.
 109. *Acar E.* Reliability-based design and inspection scheduling optimization of an aircraft structure containing multiple site damage / E. Acar, A. A. Kale, M. A. Akgün // *CD Proc. IV Conf. “New Trends in Fatigue and Fracture (May 10-11, 2004, Aleppo, Syria). (NT2F4), 2004.* – 9 p.
 110. *Karan E. V.* Fatigue Crack Growth Kinetics in D16AT Aluminum Alloy Specimens with Multiple Stress Concentrators / S. R. Ignatovich, E. V. Karan // *Strength of Materials.* – 2015. – Vol. 47, No. 4. – P. 586-594.
 111. *Baker M.* Assessing and modelling the uncertainty in fatigue crack growth in structural steels (Research Report RR643) / M. Baker, I. Stanley // *HSE, 2008.* – 97 p.
 112. *Игнатович С. Р.* Скорость роста усталостных трещин в алюминиевых сплавах Д16АТ, 2024-Т3 и 7075-Т6 / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран // *Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції. (Тернопіль 21-24 вересня 2015 року) / МОН України, ТНТУ ім. Івана Пулюя – Тернопіль: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя. – 2015. – С. 27–30.*
 113. *Каран Є. В.* Особливості прояву багатоосередкового пошкодження в авіаційних конструкціях / Є. В. Каран // *ПОЛІТ: XII міжнародна науково-практична конференція студентів та молодих учених, 4-5 квітня 2012 р.: тези доп. – К., 2012. – Т. 2. – С. 108.*
 114. *Ignatovich S. R.* Modelling of coalescence of dispersed surface cracks. Part 1.

- Probabilistic model for crack coalescence / S.R. Ignatovich, A.G. Kucher, A.S. Yakushenko, A.V. Bashta // *Strength of Materials*. – 2004. – Vol. **36**, No. 2. – P. 125-133.
115. *Игнатович С. Р.* Численное моделирование многоочагового усталостного повреждения образцов из алюминиевого сплава Д16АТ / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, А. С. Якушенко // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції. (Тернопіль 21-24 вересня 2015 року) / МОН України, ТНТУ ім. Івана Пулюя – Тернопіль: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя. – 2015. – С. 125–128.
116. *Игнатович С. Р.* Прогнозирование предельного состояния при многоочаговом повреждении заклепочных соединений авиационных конструкций / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснопольский // Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций Тезисы докладов международной Научно-технической конференции Киев, Украина, 28-31 мая 2013. – С. 121–123.

ПРИЛОЖЕНИЕ

ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний конструктор з міцності
ДП «АНТОНОВ»


_____ О.В. Семенець
« 16 » _____ 2015 р.



АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи на
здобуття вченого ступеня кандидат технічних наук

КАРАНА Євгена Валентиновича

**«Прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій при
багатоосередкованому пошкодженні»**

Ми, що нижче підписалися, підтверджуємо цим актом, що результати експериментально-теоретичних досліджень, викладених у дисертаційній роботі Є.В. Карана, використовуються ДП «АНТОНОВ» при виконанні науково дослідних та дослідно-конструкторських робіт зі створення виробів авіаційної техніки.

Результати, що були отримані у дисертації, а саме експериментальні дані з кінетики росту втомних тріщин з отворів під заклепки в зразках з алюмінієвого сплаву Д16АТ, що імітують заклепкове з'єднання обшивки літака, а також методика чисельного експерименту багатоосередкової пошкоджуваності використовуються при оцінці залишкової міцності елементів конструкції з багатоосередковими втомними пошкодженнями.

Начальник РДВ-1



В.А. Знова