

УДК 629.735.015.4:539.432:681.723.261(02)
ББК О52-0.16.33
И265

Рецензенты: *С.А. Бычков* - д.т.н., профессор (Государственное предприятие «АНТОНОВ»);
А.В. Збруцкий - д.т.н., профессор (Национальный технический университет Украины «КПИ»)

Рекомендована научным советом Национального авиационного университета (протокол №...от2014 г.)

В монографії представлені нові підходи до вирішення проблеми контролю технічного стану авіаційних конструкцій за критеріями втомної пошкоджуваності, які були розроблені на кафедрі конструкції літальних апаратів в Національному авіаційному університеті. Запропонована методологія моніторингу відпрацювання втомного ресурсу, яка реалізується прямим контролем стану поверхні конструктивних елементів і використанням сенсорів втоми.

В монографії також розглянуті деякі аспекти проблеми багатоосередкового втомного пошкодження авіаційних конструкцій.

Игнатович С.Р.

Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов / С.Р.Игнатович, М.В. Карускевич. – К.: НАУ, 2014.- ... с.

В монографии представлены новые подходы к решению проблемы контроля технического состояния авиационных конструкций по критериям усталостной поврежденности, разработанные на кафедре конструкции летательных аппаратов в Национальном авиационном университете. Предложена методология мониторинга выработки усталостного ресурса, которая реализуется прямым контролем состояния поверхности конструктивных элементов и применением сенсоров усталости.

В монографии также рассмотрены некоторые аспекты проблемы многоочагового усталостного повреждения авиационных конструкций.

УДК 629.735.015.4:539.432:681.723.261(02)
ББК О52-0.16.33

ПЕРЕЧЕНЬ УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АК	– авиационная конструкция
АП	– авиационные правила
АТ	– авиационная техника
БУП	– безопасность по условиям прочности
ВС	– воздушное судно
ДР	– деформационный рельеф
ЗПД	– зона пластической деформации
КИН	– коэффициент интенсивности напряжений
КЭ	– конструктивный элемент
ЛА	– летательный аппарат
МО	– математическое ожидание
МОС	– методы определения соответствия
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)
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)

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	8
ГЛАВА 1. УСТАЛОСТЬ КАК ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ ФАКТОР РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	12
1.1. Современные концепции обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации	12
1.2. Контроль усталостной поврежденности авиационных конструкций в эксплуатации и при ремонте.....	18
1.2.1. Неразрушающий контроль усталостных повреждений в авиационных конструкциях ...	19
1.2.2. Надежность выявления трещин при неразрушающем контроле.....	26
1.2.3. Мониторинг технического состояния авиационных конструкций – системы SHM ...	34
1.2.4. Оценка истории эксплуатационной нагруженности и поврежденности конструктивных элементов с использованием сенсоров усталостного повреждения	37
1.3. Физические аспекты повреждаемости металлических материалов при усталости.....	44
1.3.1. Характерные масштабы пластичного деформирования и микроразрушения материалов	45
1.3.2. Особенности формирования и развития деформационного рельефа на поверхности деталей при усталости	60
1.3.3. Фрактальность деформационного рельефа ...	64
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	71
ГЛАВА 2. ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА НА ПОВЕРХНОСТИ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ	83
2.1. Регистрация деформационного рельефа на поверхности плакируемых алюминиевых сплавов.....	83

2.1.1. Признаки деформационного рельефа, выявляемые средствами оптической микроскопии	83
2.1.2. Исследования деформационного рельефа методом интерференционной профилометрии	86
2.2. Количественные показатели деформационного рельефа и их автоматизированное определение ...	92
2.2.1. Определение показателей деформационного рельефа при его двумерном и трехмерном представлении	92
2.2.2. Определение показателей фрактальности деформационного рельефа	97
2.3. Фрактальные показатели эволюции деформационного рельефа	104
2.4. Математические модели повреждаемости поверхности плакированных алюминиевых сплавов	107
2.4.1. Статистическая модель формирования кластеров деформационного рельефа на поверхности плакирующего слоя	108
2.4.2. Математическая модель поврежденности плакирующего слоя конструкционных алюминиевых сплавов	119
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	128
ГЛАВА 3. МЕТОДОЛОГИЯ КОНТРОЛЯ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ПАРАМЕТРАМ ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА	133
3.1 Влияние режимов циклического нагружения на деформационный рельеф плакирующего слоя	133
3.1.1 Влияние действующих напряжений на развитие деформационного рельефа в условиях циклического осевого растяжения и консольного изгиба	133
3.1.2 Изменение насыщенности деформационного рельефа при случайном циклическом нагружении	142

3.1.3	Изменение шероховатости и пластической деформации поверхности при регулярном и случайном циклическом нагружении	151
3.2.	Структурно чувствительные образцы-свидетели усталостного повреждения	164
3.2.1	Конфигурация образца-свидетеля, способы его изготовления и крепления на элементах конструкции самолетов	165
3.2.2	Оптимизация чувствительности образца-свидетеля усталостного повреждения с использованием метода конечных элементов.....	169
3.2.3	Экспериментальная проверка работоспособности образцов-свидетелей при циклическом нагружении	173
3.3.	Практическая реализация прогнозирования остаточного ресурса авиационных конструкций по показателям деформационного рельефа	178
3.3.1	Методика определение остаточного ресурса конструктивных элементов по параметрам насыщенности деформационного рельефа на поверхности лакирующего слоя	178
3.3.2	Структурно-логическая схема для реализации прогнозирования остаточного ресурса при непосредственном контроле элементов конструкций	181
3.3.3	Структурно-логическая схема для реализации прогнозирования остаточного ресурса конструкций при контроле образцов-свидетелей. Автоматизированная бортовая система мониторинга усталостного повреждения конструктивных элементов самолета	184
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	189

ГЛАВА 4. РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ МНОГООЧАГОВОМ ПОВРЕЖДЕНИИ ЗАКЛЕПОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ	194
4.1. Проблема многоочагового повреждения и пути ее решения для стареющего парка самолетов	194
4.2. Методология прогнозирования предельного состояния авиационных конструкций при наличии множественных трещин	202
4.3. Вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения заклепочных соединений авиационных конструкций	207
4.4. Нарботка авиационных конструкций до образования начальной усталостной трещины	214
4.4.1 Эквивалент начального качества при усталости	215
4.4.2 Статистическое распределение наработки до формирования начальной усталостной трещины	217
4.5. Статистическое распределение длины усталостных трещин при многоочаговом повреждении	222
4.6. Вероятностная модель объединения трещин при многоочаговом повреждении	239
4.7. Расчетная реализация метода прогнозирования надежности и остаточного ресурса авиационных конструкций при многоочаговом повреждении ...	248
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	255

ВВЕДЕНИЕ

Усталость металлов является одной из наиболее распространенных причин разрушения машин. Для авиационных конструкций (АК) проблема усталости особенно актуальна. Обусловлено это тем, что требования минимизации массы АК не позволяют обеспечить необходимую несущую способность наиболее простым путем – за счет увеличения запасов прочности. Необходимость анализа усталостной прочности АК определяется нормативными документами международной организации гражданской авиации (ИКАО).

Проблема усталостного ресурса в авиации приобрела особую остроту в пятидесятые годы прошлого столетия с началом эксплуатации самолетов, рассчитанных на большие сроки службы. Для современных воздушных судов (ВС) из соображений экономической эффективности необходимо обеспечивать срок эксплуатации не менее 30 лет, а ресурс – 40...80 тысяч часов налета без снижения несущей способности конструкции и достижения предельного состояния.

Предотвращение разрушения конструкции ВС вследствие усталости обеспечивается комплексом мероприятий, предусматривающих расчетное оценивание и экспериментальное подтверждение ресурсных характеристик конструктивных элементов (КЭ), инструментальное выявление возникающих с наработкой усталостных повреждений мониторинг их развития до предельного состояния, прогнозирование остаточного ресурса. Эти мероприятия реализуются как на этапе создания нового образца самолета, в частности при проведении натурных испытаний, так и на стадии эксплуатации.

Натурные усталостные испытания – необходимый этап создания ВС, который является достаточно продолжительным и затратным. Длительность ресурсных испытаний задается программами по моделированию жизненного цикла самолета. Однако продолжительность испытаний может существенно возрастать из-за перерывов для устранения дефектов и повреждений. Обширное разрушение конструкции вследствие развития усталостных трещин, как правило, приводит к прекращению натурных испытаний. Эти обстоятельства в существенной степени увеличивают длительность этапа натурных ресурсных испытаний, что приводит к необосно-

ванной отсрочке начала эксплуатации новой техники. Следовательно, ранняя диагностика усталостного повреждения и объективный мониторинг развития обнаруженных дефектов в процессе испытаний авиационной техники (АТ) является актуальной проблемой.

Проведение периодического и непрерывного контроля технического состояния (ТС) ВС в эксплуатации является необходимым условием обеспечения безопасности конструкции по условиям прочности.

Периодический контроль осуществляется при плановых формах обслуживания, а непрерывный (мониторинг) – в процессе постоянного поступления диагностической информации от встроенных датчиков (сенсоров) поврежденности. На основании данных контроля уточняются и корректируются заданные ресурсные характеристики ВС, оценивается текущая остаточная прочность КЭ, осуществляется прогнозирование их остаточной работоспособности, принимаются управляющие решения на последующий этап эксплуатации. Мониторинг ТС критических элементов конструкции самолета обеспечивает реализацию принципа их эксплуатации по фактическому состоянию.

Таким образом, разработка эффективных и адекватных методов контроля ТС АК, которые могут быть использованы при стендовых испытаниях и в эксплуатации является актуальной и приоритетной проблемой.

В настоящей монографии представлены результаты исследований данной проблемы, которые проводились на протяжении последних лет на кафедре конструкции летательных аппаратов в Национальном авиационном университете.

В первой главе на основании анализа современных концепций обеспечения ресурса АК при проектировании и в эксплуатации проанализированы некоторые проблемные аспекты контроля усталостной поврежденности в эксплуатации и при ремонте. Изложен новый подход к оценке надежности выявления трещин при неразрушающем контроле, современный подход к реализации мониторинга ТС АК в эксплуатации на основе автоматизированных систем SHM (Structural Health Monitoring). Показано, что один из способов мониторинга состояния конструктивных элементов состоит в применении датчиков (сенсоров) усталостного повреждения,

чувствительным элементом которых является деформационный рельеф (ДР) поверхности. Проанализированы физические аспекты процессов пластического деформирования и микроразрушения металлов, в частности их размерные масштабы, особенности формирования и развития ДР, его фрактальность.

Вторая глава монографии посвящена исследованиям ДР на поверхности алюминиевых сплавов. Описаны новые методы регистрации ДР, его двух- и трехмерного представления, автоматизированного определения численных показателей ДР с применением оптоэлектронной и интерференционно – профилометрической аппаратуры. В этой же главе изложены статистическая модель формирования кластеров ДР на поверхности плакирующего слоя и математическая модель повреждаемости плакирующего слоя, объясняющая негативное влияние плакировки на усталостную прочность конструкционных алюминиевых сплавов.

В третьей главе изложены результаты исследований поведения ДР на поверхности плакированных алюминиевых сплавов при циклическом нагружении – изгибе и растяжении, причем как при регулярном, так и при случайном циклическом растяжении. Особое внимание уделено структурно чувствительным образцам-свидетелям (сенсорам) усталостного повреждения – их конфигурации, чувствительности, работоспособности. На основании полученных результатов предлагается методология прогнозирования остаточного ресурса авиационных конструкций по показателям ДР поверхности плакирующего слоя. Практическая реализация такой методологии возможна на базе специально разработанной автоматизированной бортовой системы мониторинга усталостной поврежденности конструктивных элементов ВС.

Четвертая глава монографии посвящена прогнозированию ресурса самолетов стареющего парка по критериям многоочагового повреждения заклепочных соединений. Несмотря на важность и актуальность, что отмечено в нормативных документах по регулированию летной годности, проблема многоочагового повреждения (multiple site damage – MSD) авиационных конструкций недостаточно освещена в отечественной научно-технической литературе. В монографии предложена вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения, базирующаяся на статистическом представлении таких факторов, как наработка до образования усталост-

ных трещин, распределение длины усталостных трещин, их объединение. На основании данной модели становится возможным осуществлять прогнозирование надежности заклепочного соединения и вероятностное прогнозирование его остаточного ресурса.

Монография может быть полезна для специалистов, занимающихся вопросами проектирования, изготовления, ремонта и эксплуатации авиационной техники. Изложенные в ней материалы могут использоваться преподавательским составом учебных заведений авиационного профиля для постановки соответствующих учебных курсов, а также студентами авиационных и машиностроительных вузов.

Глава 1. УСТАЛОСТЬ КАК ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ ФАКТОР РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

1.1. Современные концепции обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации

Современные самолеты и авиационные двигатели – это сложные высокотехнологические машины, которые проектируются и изготавливаются для длительного и интенсивного использования, и к которым предъявляются повышенные требования безопасности. АК подвергаются интенсивному нагружению в эксплуатации из-за действующих силовых, температурных и химических воздействий. Широкий спектр повреждающих факторов вызывает деградацию материалов деталей конструкции, развитие которой во времени обычно описывается процессом накопления повреждений (повреждаемостью), а предельно допустимый уровень такой деградации (накопленных повреждений) характеризуется тем или иным критерием предельного состояния.

Наработку объекта от начала или возобновления эксплуатации до наступления предельного состояния называют ресурсом [1]. 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. Основные существующие концепции обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации направлены на реализацию одного из фундаментальных принципов безопасного функционирования авиационной техники – *безопасность конструкции по условиям прочности* (БУП).

Согласно нормативным требованиям БУП – это свойство (качество) конструкции и способ поддержания ее прочности в эксплуатации, которые позволяют с высокой вероятностью сохранять прочность конструкции на уровне не ниже допустимого. Это относится к случаям снижения исходной прочности, вызванного деградационными процессами и/или их комбинацией (усталость, коррозия и др.), а также из-за случайных повреждений или повреждениями от дискретных источников [2].

При создании конструкции различают три основных принципа обеспечения ее БУП [2]:

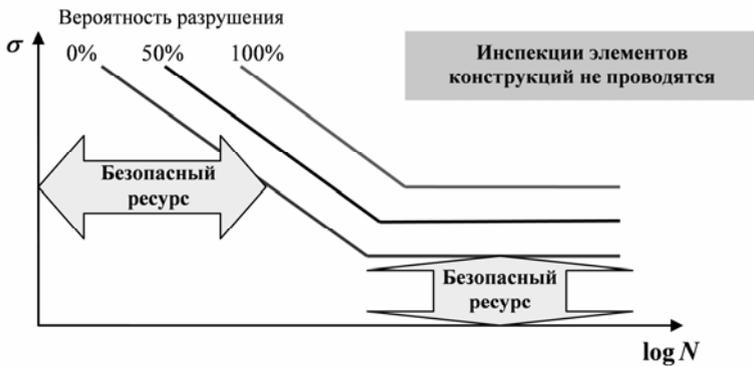
1. Безопасный ресурс (срок службы);
2. Безопасность разрушения (повреждения).
3. Допустимость повреждения;

Реализация данных принципов определяет ту или иную концепцию взаимоотношений между организациями, которые занимаются проектированием авиационной техники, ее изготовлением, эксплуатацией и государственными органами, регулирующими деятельность авиации.

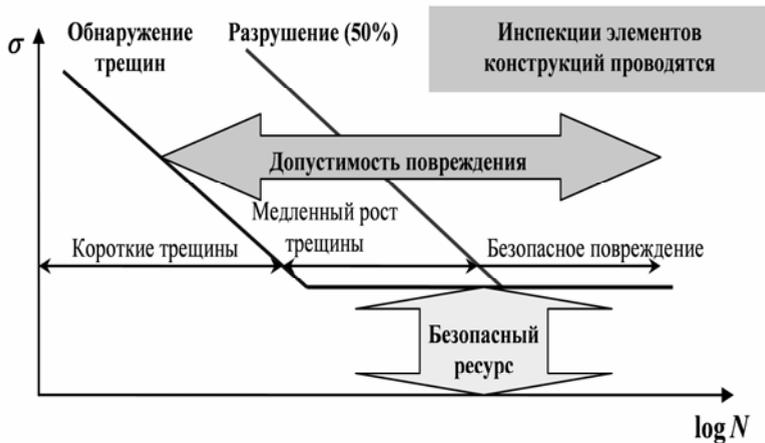
Безопасный ресурс. Широко используемая на протяжении многих лет концепция проектирования по безопасному ресурсу (Safe Life) берет свое начало с 50-х годов прошлого столетия, когда начиналось бурное развитие гражданской авиации, а военная авиация в США и Европе переориентировалась на послевоенное функционирование [3]. На тот период основные показатели целостности конструкций самолетов базировались на критериях статической прочности, которые развивались в направлениях усовершенствования методов прочностных расчетов и проведения статических испытаний на прочность. Значительное внимание уделялось отработке методологии получения информации о нагруженности конструкций в полете, что способствовало повышению точности оценок их статической прочности.

Однако опыт эксплуатации гражданских и военных ВС, особенно оснащенных реактивными двигателями, показывал определяющее влияние усталостных повреждений на прочность конструкций из алюминиевых сплавов. Внедрение в практику расчета ресурсных показателей ВС характеристик усталости материалов не привело к положительным результатам. Это было обусловлено несовершенной методологией получения таких характеристик (стационарность циклического нагружения, недостаточный учет напряженно-деформированного состояния в зонах концентрации напряжений, отсутствие представлений о стадийности усталостного разрушения и т.д.), а также существенным разбросом значений циклической долговечности. Для обеспечения безопасности полетов и недопущения усталостного разрушения АК в эксплуатации их срок службы существенно ограничивался с поэтапной пролонгацией в области маловероятного появления усталостных повреждений, что не

требовало проведения тщательного контроля повреждений (рис. 1а). При такой концепции проектирования в определенной степени обеспечивалась безопасность усталостного разрушения, однако существенное ограничение наработку для многих исправных конструкций, преждевременное прекращение их использования вступало в противоречие с коммерческими аспектами эксплуатации АТ [3].



a



б

Рис.1.1. Схема представления основных концепций проектирования АК на примере кривых усталости [4]: концепция безопасного ресурса (а); концепции допустимости повреждений и безопасного повреждения (б)

Концепция безопасного ресурса, согласно нормативным документам, определяется как свойство конструкции и способ обеспечения ее БУП, при котором не требуется специальный контроль в эксплуатации. Ее реализация осуществляется путем установления допустимой наработки (в числах полетов, посадок, летных часов, циклов функционирования, годах использования), которая характеризует темп снижения прочности за счет деградационных процессов (усталость, коррозия и др.), и в течение которой в конструкции не будут возникать повреждения, снижающие прочность ниже допустимого уровня [2].

Безопасность разрушения (повреждения). Большинство проблемных аспектов в рамках концепции безопасного ресурса было снято благодаря внедрению в конце 50-ых годов прошлого столетия новой концепции проектирования самолетных конструкций – безопасности разрушения (повреждения) (Fail-Safe) [2]. При этом основной акцент делался на понятии многоэлементной конструкции с установленными требованиями прочности для отказа одного элемента конструкции или частичного отказа. Внедрение новой концепции сопровождалось обширными прочностными испытаниями конструкций, при этом безопасность разрушения обеспечивалась в пределах безопасного ресурса более эффективно, с использованием экономически обоснованных мероприятий. Основное внимание уделялось прочности (статической) конструкции в целом, без учета отказов отдельных конструктивных элементов. Не рассматривалась природа разрушения таких элементов, изменение их состояния с наработкой, их усталостный ресурс. Поэтому риск отказа конструкции за пределами безопасного ресурса оставался достаточно высоким.

Несмотря на определенные недостатки, концепция безопасности разрушения является одной из определяющих при проектировании АТ и формулируется как свойство конструкции и способ обеспечения ее БУП путем создания такой конструкции, что после возможного ее существенного повреждения или разрушения одного из основных силовых элементов остаточная прочность, несмотря на неотремонтированное состояние, не снизится более чем до допустимого уровня, за интервал времени, в течение которого повреждение (разрушение) будет заведомо обнаружено [2].

К середине 70-х годов прошлого столетия эксперты в областях проектирования, эксплуатации и нормативного обеспечения летной годности АТ, основываясь на двадцатилетнем опыте ее конструирования и использования, пришли к заключению о необходимости совершенствования стратегии проектирования и эксплуатации авиационных конструкций. Немаловажным побуждающим фактором при этом явилась новая и актуальная проблема прогнозирования усталостного ресурса для стареющего парка самолетов с учетом MSD – многоочагового повреждения (Глава 4). В основу новой концепции, которая получила название допустимость повреждения, закладывался принцип осуществления тщательного контроля ТС конструкции с целью своевременного и надежного выявления повреждений, развивающихся во времени (усталость, коррозия).

Допустимость повреждения. Концепция допустимости повреждения (Damage Tolerance) берет свое начало с 1958 года, когда в ВВС США была введена в действие программа ASIP (Aircraft Structural Integrity Program), в которой делался акцент на проблеме инициирования усталостных повреждений в конструкциях [3]. Развитие и совершенствование положений программы ASIP привело к тому, что к 1975 году в ВВС США вместо концепции безопасного ресурса начал использоваться подход, основанный на механике усталостного разрушения, и который по существу охватывал концепцию допустимого повреждения, но с акцентом на предположение, что дефекты присутствуют на ранней стадии службы самолета. Базовыми принципами новой концепции являлись положение о «медленном росте трещины» (slow crack growth) и концепция безопасного повреждения (рис 1б). Положение о предполагаемых начальных дефектах используется для определения временных ограничений на проведения осмотров и инспекционных интервалов. Положение о приостановке распространения трещин (crack-arrest) в концепции безопасного повреждения конструкций компенсировано требованиями по предельным нагрузкам, основанными на возможностях обнаружения повреждений. Опыт использования программы ASIP с 1975 года показал чрезвычайную ее эффективность в обеспечении безопасности, например, количество отказов конструкции фюзеляжа уменьшилось приблизительно на 80% [3]. Современное видение принципов допустимости повреждений для само-

летов ВВС США в рамках еще действующей программы ASIP изложено в доступном для ознакомления руководстве [5].

Необходимо отметить, что положение о наличии начальных дефектов в конструкции до ее эксплуатации (см. п. 4.3.1) эффективно используется для сравнения и согласования характеристик допустимости повреждения между различными типами ВС. В то же время положение о медленном росте трещины для гражданских коммерческих самолетов внедрялось с затруднениями из-за недостаточно исследованных проблем образования и распространения усталостных трещин (п. 4.3), а также из-за проблемных вопросов надежности и достоверности обнаружения повреждений (п. 1.2.2).

Концепция допустимости повреждений охватывает очень широкий спектр понятий и принципов, которые закладываются при проектировании АК и реализуются в процессе их эксплуатации согласно нормативным требованиям по обеспечению летной годности АТ. В нормативных документах суть данной концепции формулируется так: «Допустимость повреждения – свойство конструкции и способ обеспечения ее БУП путем установления сроков первого и последующих осмотров конструкции в эксплуатации с целью обнаружения возможного повреждения и последующего ремонта конструкции или замены поврежденного элемента, до наступления того состояния, когда снижение прочности окажется недопустимым» [2].

Данное определение фактически согласовывает концепцию допустимости повреждений при проектировании с обеспечением долговечности в эксплуатации – способностью конструкции сохранять работоспособное состояние при наличии усталостных, коррозионных повреждений или деградации из-за воздействия внешней среды до тех пор, пока состоянием конструкции можно управлять экономически приемлемым обслуживанием и инспекционными программами [3]. Таким образом, положения концепции допустимости повреждений и характеристики долговечности конструкции, которые, в своей взаимосвязи, направлены на обеспечение безопасности полетов и эффективности эксплуатации должны присутствовать при проектировании, изготовлении, обслуживании и нормативном регулировании летной годности современных ВС.

Практическая реализация концепции безопасного повреждения с целью обеспечения усталостной долговечности самолетных кон-

струкций требует решения целого комплекса проблемных задач [3-7]. Одна группа таких задач относится к области механики усталостного разрушения и включает:

- 1) определение наработки до образования усталостной трещины начальной длины;
- 2) прогнозирование кинетики роста усталостной трещины в условиях эксплуатационного нагружения;
- 3) обоснование предельных состояний критических элементов конструкции с трещинами;
- 4) определение остаточной прочности как функции длины трещины.

Другая группа задач обозначает проблему контроля ТС АК в эксплуатации и включает:

- 5) обеспечение максимальной контролепригодности конструкции, в особенности ее критических элементов;
- 6) обоснование методологии неразрушающего контроля ТС конструкции, в том числе вопросы надежности и достоверности обнаружения повреждений;
- 7) выбор стратегии контроля ТС конструкции – обоснование границ и интервалов для периодического контроля и методологии непрерывного контроля (мониторинг).

Вполне очевидно, что данные задачи не являются изолированными в рамках обозначенных групп. Они взаимосвязаны и дополняют друг друга. Задачи первой группы направлены на решение проблем прогнозирования возникновения и развития повреждений, прогнозирования предельных состояний и остаточного ресурса конструкций. Вторая группа задач – на решение проблем обнаружения таких повреждений, проблем оценки текущего ТС и, на основании методического обеспечения от решений задач первой группы, на выработку управляющих решений по обеспечению безопасной эксплуатации АТ до оптимального уровня выработки усталостного ресурса.

1.2. Контроль усталостной поврежденности авиационных конструкций в эксплуатации и при ремонте

Как отмечалось выше, проблема контроля ТС АК является одной из основных при реализации концепции допустимых повреждений.

Контроль может быть периодическим (плановым) или непрерывным (мониторинг). Основной задачей контроля ТС АК при обеспечении заданного уровня остаточной прочности является своевременное и надежное обнаружение усталостных трещин.

Согласно требованиям концепции допустимости повреждения к целостности конструкций предполагается, что трещины присутствуют во всех ее критических местах* и должны быть обнаружены до достижения ими предельной длины за период эксплуатации [8]. Выполнение данного требования требует решения всех перечисленных выше задач, особенно задач, относящихся ко второй группе – обеспечения контроля ТС. В этой связи рассмотрим некоторые актуальные проблемы неразрушающего контроля (НК) АК в эксплуатации и при ремонте, касающиеся аспектов надежности обнаружения дефектов и стратегии его осуществления – периодический или непрерывный контроль.

1.2.1. Неразрушающий контроль усталостных повреждений в авиационных конструкциях

Вполне очевидно, что относительно длинные трещины в деталях могут быть идентифицированы с достаточно высокой вероятностью, а обнаружение малоразмерных дефектов является проблемным. В этой связи практическая реализация принципов безопасности повреждений предусматривает [6]:

- определение минимального размера трещины, который может быть обнаружен с использованием того или иного метода контроля;
- выбор эффективного метода НК при инспекции конструкций;
- выбор длительности интервалов между инспекциями.

При оценке ТС, прогнозировании ресурса конструкции и назначении длительности интервалов между осмотрами (включая период до первого осмотра) необходимо учитывать размерные параметры дефектов, присутствующих до эксплуатации или на ее начальном этапе. Для обоснования величины начальной трещины эти размер-

* Критические места конструкции – детали, элементы, зоны, локальные места конструкции, долговечность и эксплуатационная живучесть которых определяют уровень БУП конструкции в целом [2]

ные параметры должны сопоставляться с техническими возможностями методов и средств НК.

Дефекты различных размерных уровней, присущих любой конструкции, можно представить в виде статистических распределений их размеров (рис. 1.2).



Рис. 1.2. Схематическое представление характерных размеров дефектов в конструкциях при их изготовлении и эксплуатации [9]

Материал, поступивший для изготовления детали, будет содержать очень малые несовершенства или дефекты сплошности, например, включения, трещины, поры, поверхностные щербинки, задиры и маркировки. Размеры таких исходных дефектов значительно ниже предела обнаружения при НК и достаточно малы для роста в условиях эксплуатации. Предполагается, что эти малые дефекты формируют базис поврежденности для распространяющихся усталостных трещин и характеризуются длиной единственной трещины a_i которая является верхним пределом данного распределения [8].

В процессе изготовления детали из-за возможных отклонений от технологических требований, сбоев оборудования, субъективных факторов и т.д. формируется система «производственных» дефектов, размеры которых неоднородны и могут быть описаны соответствующим распределением (рис. 1.2). Многие из этих дефектов обнаруживаются и устраняются в процессе контроля качества на производстве. Однако некоторые трещины могут быть не обнаруженными при контроле и являться источником усталостного разрушения в процессе эксплуатации. Самый большой размер таких трещин обозначается a_0 и принимается при проектировании как величина начальной длины усталостной трещины (initial crack size), на основании распространения которой оценивается соответствующий ресурс конструкции или периодичность ее осмотров в эксплуатации. Фактически это значение длины начальной трещины с позиций механики усталостного разрушения.

Самая большая длина трещины, которая может быть не обнаружена при проведении инспекции в эксплуатации, обозначается a_{NDI} . Данная размерная характеристика начального дефекта определяет длину трещины, которая должна обнаруживаться применяемым методом НК с вероятностью 0,9 при 95-процентном доверительном интервале [10]. Эта величина и является начальным размером усталостной трещины с позиций контроля истощения ресурса в эксплуатации.

Таким образом, при выборе метода и средств НК для своевременного обнаружения усталостных повреждений в АК кроме стандартных факторов необходимо учитывать возможность идентификации трещин с пороговыми размерами a_0 и a_{NDI} .

Для контроля дефектности АК обычно используются восемь методов НК: визуальный, проникающих жидкостей, токовихревой, ультразвуковой, магнитопорошковый, рентгеновский, термографический и акустической эмиссии [11]. В настоящей работе не ставится цель подробного анализа данных методов – для этого существует специальная литература, например [12]. В табл. 1.1 представлена краткая информация о некоторых, наиболее используемых в авиационной практике методах НК.

Остановимся на некоторых определяющих аспектах контроля дефектности АК с использованием метода визуальных инспекций.

Таблица 1.1

Краткая характеристика и сравнение основных методов НК, используемых в авиации [4,9]

Метод	Основы метода	Примечания
Визуальный	Использование возможностей невооруженного глаза, а также увеличительного стекла, зеркала, источника света	Только для легкодоступных мест
Проникающих жидкостей	Подкрашенная жидкость, наносимая на поверхность детали. Жидкость проникает в трещины, поверхность вытирается, а выходящая на поверхность жидкость выявляет трещину	Детали с неабсорбирующей поверхностью (поковки, сварные швы, отливки и др.). Наличие пор на поверхности может исказить результат инспекции
Магнитопорошковый	Жидкость, содержащая магнитные частицы. Детали, помещенные в магнитное поле, наблюдаются в ультрафиолетовом свете. Линии магнитных полей указывают на трещину	Только для магнитных материалов. Для выполнения инспекции детали должны быть демонтированы
Рентгеновский метод	Рентгеновские лучи, проходящие через структуру и оставляющие след в виде темных полос на рентгеновской пленке	Универсальность и чувствительность. Сложность обнаружения небольших дефектов на поверхности
Ультразвуковой	Высокочастотные волны в материале, генерируемые зондом (пьезоэлектрическим кристаллом). Волна отражается трещиной. Время между импульсом и отражением указывает на положение трещины	Универсальность. Разнообразие типов ультразвуковых импульсов

Метод	Основы метода	Примечания
Вихревых токов	Возбуждение вихревых токов в металле электромагнитной катушкой и ответное генерирование тока в катушке. Наличие трещины оказывает влияние на индукцию	Низкая стоимость и простота применения. Малые размеры катушки. Высокая чувствительность
Акустической эмиссии	Измерение интенсивности волн, генерируемых материалом вследствие пластической деформации в кончике трещины	Контроль состояния в процессе нагружения. Возможность постоянного мониторинга. Сложность интерпретации

В общем случае практически для всех методов контроля решение «дефект обнаружен» или «дефект не обнаружен» принимается оператором визуально. Однако визуальные осмотры интерпретируются как контроль, при котором оператор использует специальные оптические средства, например, средства оптического увеличения, эндоскопы, оптоэлектронные преобразователи и т.п. Необходимо отметить, что визуальный контроль является наиболее распространенным и наиболее экономичным из методов НК [11]. Это дало основание принять визуальные методы в качестве основных при контроле целостности АК в эксплуатации в рамках концепции допустимых повреждений [11]. Как подчеркивается в работе [3]: «Визуальный контроль был и продолжает быть главным источником обнаружения начальных повреждений для конструкций большинства коммерческих самолетов».

Однако визуальный контроль дает наименее надежные результаты в отношении размеров трещин, которые могут быть обнаружены. Это связано с человеческим фактором, так как эффективность визуального контроля в большой степени зависит от квалификации и внимания оператора.

С учетом возможностей визуального контроля и на основании данных об обнаружении дефектов другими методами НК, приняты нормативные требования относительно начального размера усталостной трещины. В практике обслуживания АТ в ВВС США ого-

варивается, что для стадии медленного роста трещины и критического конструктивного элемента, работоспособность которого определяется принципом безопасного разрушения (например, обшивка), минимальный размер начальной усталостной трещины из отверстий и вырезов составляет 0,05" (1,27 мм) [13]. Это значение относится как для сквозных дефектов в плоских деталях с толщиной, равной или меньшей 0,05", так и для глубины несквозных эллиптических трещин в плоских деталях толщиной более 0,05". Для других категорий деталей приняты большие размеры начальных трещин – от 0,125" до 0,25" (3,18...6,35 мм) [13].

Следует отметить, что способность обнаружения дефектов определяется не только чувствительностью используемого метода НК, но и условиями проведения контроля, доступностью участков контроля, субъективными факторами персонала. Например, при осмотрах легкодоступных мест АК квалифицированным персоналом при удовлетворительных внешних условиях можно оценить возможности того или иного метода НК по критерию минимально возможного размера надежно выявляемых трещин a_0 (табл. 1.2).

Таблица 1.2

Придельные значения размера трещин, достоверно обнаруживаемых различными методами НК [11].

Метод НК и технология		Расположение дефекта	a_0 , мм
Токовихревой	ручной	Близко к поверхности	0,76...1,0
	полуавтоматический	Близко к поверхности	0,5...0,76
	автоматический	Близко к поверхности	0,13...0,25
Ультразвуковой	ручной	Под поверхностью	0,81...1,63
	автоматический	Под поверхностью	0,41...0,81
Проникающих жидкостей	ручной	На поверхности	0,81...1,63
	автоматический	На поверхности	0,41...0,81
Магнитопорошковый	ручной	Близко к поверхности	0,25...0,51

Однако далеко не все инспекции осуществляются в условиях, приближенных к идеальным. При разработке большинства программ дефектации АТ в эксплуатации для повышения достоверности контроля учитываются так называемые «полевые» условия – доступность контролируемых деталей, их положение, факторы внешней среды и т.д.

Более консервативная оценка возможностей методов НК в качестве характеристики их чувствительности к регистрации малоразмерных дефектов приведена в табл. 1.3.

Таблица 1.3

Значения минимального размера обнаруживаемых трещин (в мм) различными методами НК с учетом доступности объекта контроля [14].

Метод НК	Доступность объекта контроля				
	иде- альная	хорошая	благопри- ятная	час- тичная	затруд- ненная
Ультразвуко- вой	0,508	1,016	2,032	3,048	4,064
Проникающих жидкостей	0,762	1,524	3,048	4,572	6,096
Рентгеновский	1,524	3,048	6,096	9,144	12,19
Визуальный	2,54	5,08	10,16	15,24	20,32

Таким образом, реализация концепции безопасного повреждения АК в существенной степени определяется решением проблемы надежности обнаружения повреждений методами НК. Лабораторные исследования данной проблемы не учитывают реальные особенности регистрации повреждений при обслуживании АТ в «полевых» условиях, и их результаты не могут использоваться для оценки достоверности обнаружения дефектов. Из опыта эксплуатации самолетов семейства Boeing события пропуска дефектов за период налета могут в 20 - 50 раз превышать количество событий их регистрации при визуальном осмотре [3,15]. В этой связи задача оценки надежности контроля дефектности авиационных конструкций является весьма актуальной [16,17].

1.2.2. Надежность выявления трещин при неразрушающем контроле

Событие обнаружения повреждения при эксплуатации парка ВС в общем случае зависит от совокупности следующих факторов: размера дефекта, количества дефектов по парку, количества и типа осмотров. Вероятность данного события определяется вероятностями трех независимых событий [3,15]: вероятностью осмотра самолета с повреждением – P_1 ; вероятностью осмотра детали, содержащей дефект – P_2 ; вероятностью обнаружения дефекта в детали – P_3 .

Для текущего осмотра детали, имеющей повреждение, вероятностью обнаружения P_3 является функцией длины трещины, вида инспекции (check level) и надежности метода контроля.

Вполне очевидно, что идентификация дефектов тем или иным методом НК является случайным событием. Вероятность этого события будет зависеть от многих факторов, среди которых выделим следующие:

а) объективные – технические и метрологические характеристики используемых средств и аппаратуры НК, методические аспекты проведения контроля, месторасположение дефектов и т.д.;

б) субъективные – возможности оператора надежно осуществлять контроль, его опыт, квалификация и т.д.;

в) размерные характеристики дефектов – чем больше линейный размер или площадь дефекта, тем с большей вероятностью он может быть обнаружен.

Совокупность данных факторов представляет собой систему НК, а ее надежность можно охарактеризовать различными показателями, важнейшим из которых является вероятность обнаружения дефекта с характерным размером a , который находится в поле действия дефектоскопа (вероятность P_3). В работе [18] этот показатель трактуется как условная вероятность $P(D|a)$ обнаружения трещины длиной a , в зарубежной практике НК такую вероятность (probability of detection) обычно обозначают как $POD(a)$.

Данный показатель надежности НК является определяющим при оценке работоспособности АК в рамках концепции допустимости повреждения. На основании $POD(a)$ формируется стратегия

периодических осмотров АТ, вырабатываются управляющие решения относительно остаточного ресурса ответственных КЭ, оптимизируются показатели экономической эффективности эксплуатации [3,11,19].

В настоящее время существует целый ряд подходов к определению и трактовке $POD(a)$. История развития проблемы и обобщающий ее анализ изложены в работе [20]. Отметим, что статистической оценкой данного показателя обычно является отношение числа обнаруженных (с применением определенной технологии НК) дефектов размера a к общему количеству дефектов данного размера в конструкции. Такая оценка может осуществляться для одного осмотра одним инспектором [19], либо на основании обобщения статистических данных по обширному числу осмотров, проводимых большой группой операторов. Данные по оценке $POD(a)$ содержатся в специализированных отчетах, например для АК в [21,22]. В качестве примера на рис. 1.3 представлены зависимости $POD(a)$ от размера трещины a , отнесенного к пороговому размеру a_{NDI} , для трех видов визуального контроля.

Не проводя подробный анализ проблемы получения и представления функции $POD(a)$ [11,20], рассмотрим некоторые ее характерные особенности.

1. Зависимость $POD(a)$ неубывающая, что определяется логическим постулатом – чем больше размер трещины, тем с большей вероятностью такая трещина будет обнаруживаться.

2. Вероятность $POD(a)$ не является функцией распределения случайной величины a

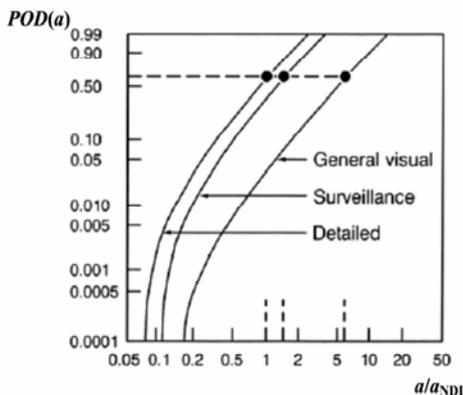


Рис. 1.3. Зависимости $POD(a)$ от относительного размера трещины для трех видов визуального контроля: тщательного (Detailed), обычного (Surveillance) и общего осмотра конструкции (General visual) [3,15]

(размера дефекта), а определяет вероятность обнаружения трещины конкретной длины a . Вполне очевидно, что такая трещина, например, при фиксированном методе контроля может быть выявлена различными операторами с различной вероятностью. Поэтому обнаруживаемый размер трещины a обычно выбирается как длина трещины с 50 %-ой вероятностью выявления [19,20]. Часто применяют кривые $POD(a)$, соответствующие 95 %-ой вероятности обнаружения трещин заданной длины [22].

3. Существует такой пороговый размер трещины a_0 , что при $a \leq a_0$, $POD(a) = 0$.

4. Вероятность $POD(a) \rightarrow 1$, но $POD(a) < 1$ даже для больших трещин – любая трещина может быть пропущена.

Для аппроксимации зависимости $POD(a)$ обычно используют функции того или иного распределения. Например, в работе [22] предлагается семь вариантов такого представления $POD(a)$. Часто используется аппроксимация логарифмически нормальным распределением [11] или трехпараметрическим распределением Вэйбула [19]:

$$POD(a) = 1 - \exp\left(-\frac{a - a_0}{\lambda - a_0}\right)^\alpha,$$

где a_0 – пороговый размер трещины, который обнаруживается с вероятностью, близкой к нулю; α и λ – параметры, определяющие форму кривой.

Применяются модели «Probit» и «LogProbit» [22], для которых, соответственно:

$$POD(a) = \Phi(\alpha + \beta a),$$

$$POD(a) = \Phi(\alpha + \beta \ln a),$$

где α и β – параметры аппроксимации; $\Phi(\cdot)$ – интеграл вероятности.

Однако наибольшее распространение получило представление функции $POD(a)$ по методике аппроксимации «hit/miss» данных (трещина обнаружена или не обнаружена) [20]. Согласно данной методике наиболее приемлемые функции двух видов для аппроксимации $POD(a)$ дает т.н. «log-odds» модель [20,22]:

для линейного масштаба (linear scale):

$$POD(a) = \frac{\exp(\alpha + \beta \ln a)}{1 + \exp(\alpha + \beta \ln a)}; \quad (1.1)$$

для логарифмического масштаба (log scale):

$$POD(a) = \frac{\alpha a^\beta}{1 + \alpha a^\beta},$$

где α и β – коэффициенты аппроксимации.

Вполне очевидно, что значения размеров дефектов в контролируемом объекте являются случайными величинами. Следовательно, статистический ансамбль дефектов в объекте контроля будет характеризоваться некоторой функцией распределения их размера $F(a)$. Так как $POD(a)$ задает вероятность обнаружения трещины фиксированной длины a , возникает задача по определению показателей надежности НК с учетом события обнаружения (пропуска) дефекта с размером, большим или меньшим по отношению к некоторому заданному значению. Такой характеристикой может являться вероятность $G_D(a)$ обнаружения трещины размером больше a , которая зависит от $POD(a)$ и определяется с учетом распределения длины трещин $F(a)$ [18]:

$$G_D(a) = \frac{1}{1 - F(a)} \int_a^\infty P_D(x) f(x) dx, \quad (1.2)$$

где $f(a)$ – плотность распределения длины трещин в конструкции до осмотра; x – переменная интегрирования.

Другим показателем надежности системы НК может выступать вероятность пропуска трещины с длиной, большей заданного значения. Так, при проведении осмотра с известной $POD(a)$ некоторые трещины в конструкции, распределение длины которых до осмотра описывалось плотностью $f(a)$, будут пропущены. Вероятность $H(a)$ наличия среди пропущенных дефектов трещины с длиной, превышающей или равной a , определяется на основании формулы полной вероятности [22]:

$$H(a) = \int_a^\infty [1 - P_D(x)] f(x) dx. \quad (1.3)$$

Нетрудно убедиться, что формулы (1.2) и (1.3) связаны очевидным соотношением

$$H(a) = [1 - F(a)][1 - G_D(a)].$$

Расчет по формулам (1.2) и (1.3) возможен при наличии информации об априорном распределении длины трещин в объекте контроля, заданном плотностью $f(a)$ или функцией $F(a)$ распределения. В принципе, при тестировании средств НК, можно задаваться этим распределением, формируя на эталонных образцах систему дефектов с заранее заданными размерами. На практике о распределении длины трещин в объекте контроля можно судить только после проведения инспекции, т.е. по выявленным дефектам. В этой связи возникает задача по определению исходного распределения длины трещин на основании результатов проведенного контроля.

Пусть распределение длины трещин, рассеянных на контролируемом участке поверхности, описывается априорной плотностью распределения их длины $f(a)$. Производится контроль, в процессе которого каждая трещина длиной a обнаруживается с заданной вероятностью $POD(a)$. По результатам контроля получаем апостериорное распределение длины выявляемых трещин $f_D(a)$, отличное от $f(a)$.

Как отмечалось выше, $POD(a)$, по сути, есть условная вероятность обнаружения трещины, если ее длина равна a . Тогда, согласно интегральной формуле Бейеса [23], имеем

$$f_D(x) = \frac{f(a)POD(a)}{P_D}, \quad (1.4)$$

где P_D – полная (безусловная) вероятность обнаружения трещины при контроле независимо от ее длины:

$$P_D = \int_{a_0}^{\infty} f(a)POD(a)da. \quad (1.5)$$

Из формулы (1.4) следует

$$f(a) = \frac{f_D(a)}{POD(a)}P_D. \quad (1.6)$$

Так как трещины с длиной $a < a_0$ не регистрируются ($POD(a_0) \rightarrow 0$), учитывать такие трещины в искомом распределе-

нии не представляется возможным. Поэтому плотность $f(a)$ будем определять на интервале длины трещин $[a_0, \infty)$. Такое допущение приемлемо, так как надежность системы НК согласно, например, формуле (1.3), определяется вероятностью пропуска «больших» трещин с $a \gg a_0$.

Вероятность P_D является постоянной величиной, для определения которой, в соответствии с (1.5), необходимо искомого распределение $f(a)$. С другой стороны, для трещин с $a \geq a_0$ можно записать условие нормировки

$$\int_{a_0}^{\infty} f(a) da = 1. \quad (1.7)$$

Подставив в (1.6) соотношение (1.7), получим

$$P_D = \left[\int_0^{\infty} \frac{f_D(a)}{POD(a)} da \right]^{-1}. \quad (1.8)$$

Входящие в выражения (1.6) и (1.8) параметры и функции заданы $(a_0, POD(a))$ или определены при проведении контроля $(f_D(a))$.

Таким образом, решение обратной задачи (1.6) дает возможность оценить распределение длины трещин в конструкции и, следовательно, вероятность наличия пропущенных при проведении контроля трещин, длина которых превышает или равна значению a . С учетом распределения (1.6) из формулы (1.3) получаем

$$H(a) = P_D \left[\int_a^{\infty} \frac{f_D(x)}{P_D(x)} dx - 1 + F_D(a) \right],$$

где $F_D(a)$ – функция распределения длины обнаруженных трещин:

$$F_D(a) = \int_0^a f_D(x) dx.$$

В работах [16,17] показано, как апостериорное распределение длины трещин $f_D(a)$, полученное по результатам контроля, отличается от априорного, действительного распределения $f(a)$, определяющего надежность результатов осмотра.

Рассмотрен случай контроля вихревыми токами поверхности крыла самолета вокруг отверстий под утопленные заклепки в узлах

крепления обшивки и стрингеров [22]. По результатам контроля распределение длины выявленных трещин описывается распределением Вейбулла с плотностью:

$$f_D(a) = \mu \nu a^{\nu-1} \exp(-\mu a^\nu),$$

где μ – параметр масштаба; ν – параметр формы. На основании результатов двух проведенных осмотров получено: $\nu = 2$; $\mu = 0,0314$ для средней длины выявленных трещин $\langle a \rangle = 5$ мм и $\mu = 0,0123$ – для $\langle a \rangle = 8$ мм [16].

Кривая $POD(a)$ задавалась функцией (1.1) с коэффициентами аппроксимации, взятыми из работы [22] для данного метода НК: $\alpha = -2,9$; $\beta = 1,7$.

В соответствии с формулой (1.6) получено выражение для плотности априорного распределения длины трещин [16]:

$$f(a) = \mu \nu P_D a^{\nu-1} (e^{-\alpha} a^{-\beta} + 1),$$

которое существенным образом отличается от апостериорного распределения, особенно в области малых размеров трещин (рис. 1.4).

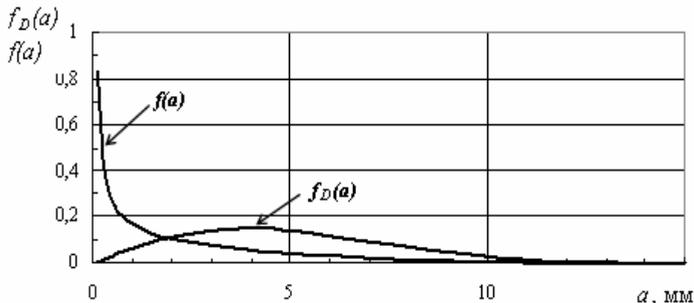


Рис. 1.4. Графики плотности априорного $f(a)$ и апостериорного $f_D(a)$ распределений длины трещин

С учетом полученного априорного распределения длины трещин $f(a)$ по формуле (1.3) определена вероятность наличия после осмотра трещины с длиной, большей некоторого значения a :

$$H(a) = P_D \mu^{\frac{\beta}{\nu}} e^{-\alpha} \Gamma\left(1 - \frac{\beta}{\nu}, \mu a^{\nu}\right), \quad (1.9)$$

где $\Gamma\left(1 - \frac{\beta}{\nu}, \mu a^{\nu}\right)$ – неполная гамма-функция; $P_D = 0,1436$ для $\langle a \rangle = 5$ мм и $P_D = 0,1436$ для $\langle a \rangle = 8$ мм.

Графики функции $H(a)$, построенные по выражению (1.9), наглядно характеризуют надежность рассматриваемой системы НК при заданной вероятности $POD(a)$ (рис.1.5).

Как следует из представленных графиков, вероятность наличия пропущенных после контроля трещин с длиной, превышающей средние значения 5 мм (кривая 1) или 8 мм (кривая 2), составляет не более 0,05.

Для приведенных выше расчетов и анализа надежности системы НК использовались изложенные в работе [22] результаты контроля (кривые $POD(a)$), соответствующие 95 %-ой вероятности обнаружения трещин заданной длины. Полученный при решении обратной задачи результат (рис.1.5) не только согласуется с результатами проведенного контроля по обнаружению трещин заданной длины, но и позволяет оценить наличие и размеры пропущенных трещин в контролируемом изделии.

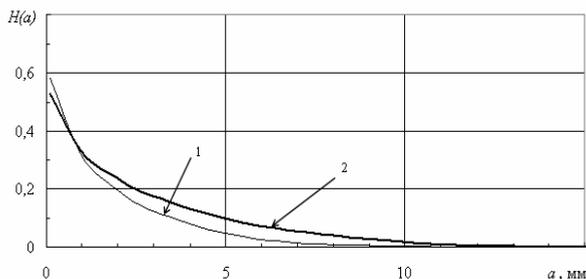


Рис. 1.5. Графики функций распределения длины пропущенных после контроля трещин $H(a)$ для двух средних значений длины обнаруженных трещин: 5 мм (1) и 8 мм (2)

1.2.3. Мониторинг технического состояния авиационных конструкций – системы SHM

При реализации принципа допустимости повреждения с целью обнаружения возможных дефектов предусматривается обоснование сроков периодических осмотров конструкции в эксплуатации. В этой связи эффективным способом обеспечения безопасности конструкции по условиям прочности является мониторинг ТС критических мест конструкции ВС в эксплуатации. Регистрация истории эксплуатационного нагружения, использование эффективных методологий контроля повреждений в режиме «on-line» и прогнозирования остаточного ресурса элементов конструкции позволит перейти к эксплуатации конкретного экземпляра ВС по фактическому ТС. Это обеспечит более полное использование ресурсных возможностей парка самолетов, увеличение коммерческого налета и снижение эксплуатационных расходов [24].

Методология оценки текущего ТС и прогнозирования индивидуального остаточного ресурса конструкции самолета в эксплуатации базируется на использовании текущей информации об объектах контроля, которая поступает из двух источников [25].

Во-первых, это данные текущего (оперативного) поиска дефектов в процессе эксплуатации. Контроль может быть дискретным (например, приуроченным к плановым профилактическим осмотрам), или непрерывным – мониторинг.

Во-вторых, это данные о нагрузках и других условиях взаимодействия объекта контроля с окружающей средой.

Общим условием для получения и обработки диагностической информации и информации об истории нагруженности объектов контроля является использование приборов НК, встроенных и внешних датчиков (сенсоров), систем для хранения и обработки данных, алгоритмов и программ для принятия решений.

Диагностическая информация при периодическом контроле, как правило, ограничена по объему и носит лишь косвенный характер. Как было показано выше, существующие средства НК не позволяют обнаружить все повреждения и трещины, которые в дальнейшем могут стать причиной предельных состояний. Имеется достаточно большая вероятность пропуска дефектов из-за несовершенства аппаратуры, небрежности оператора или недоступного расположения дефектов, использования необоснованной перио-

личности контроля. Например, если периодичность осмотров является несогласованной с временными параметрами зарождения и распространения усталостных трещин, это может привести к формированию дефектов критических размеров и, как следствие, к разрушению конструкции [19,26].

Применительно к выработке усталостного ресурса данные о режимах нагружения служат ценным дополнительным источником информации о ТС конструкции. На основании этих данных с использованием тех или иных расчетных моделей можно идентифицировать историю нагружения объекта контроля и степень накопленных им повреждений в эксплуатации. При сопоставлении результатов расчета поврежденности с диагностическими данными оцениваются параметры ТС объекта контроля, которые на предыдущих стадиях не были идентифицированы с достаточной точностью.

Таким образом, два источника информации – диагностические данные о состоянии объекта и данные об истории его нагружения – оказываются тесно связанными и взаимно зависимыми [25]. Решение проблемы получения такой информации, ее обработки и принятия решений о стратегии технического обслуживания (ТО) индивидуального образца ВС, а также прогнозирование его остаточного ресурса должно реализовываться в рамках комплексных интеллектуальных систем мониторинга жизненного цикла ВС [27]. К разновидности таких систем относятся бортовые системы непрерывного контроля ТС – системы Structural Health Monitoring (SHM).

В последние два десятилетия стали разрабатываться и широко внедряются автоматизированные системы мониторинга ТС машин и конструкций – технологии SHM. Под SHM понимается непрерывный и автономный контроль повреждений, нагруженности, взаимодействия элементов конструкций с окружающей средой, экологических параметров посредством постоянно прикрепленных или встроенных систем датчиков (сенсоров), обеспечивающих целостность конструкции [28]. Пройдя успешную апробацию применительно к ответственным наземным конструкциям (крепления мостов, силовые элементы высотных зданий и т.д.) методы SHM начали внедряться в авиацию.

В 2007 году создано Международное аэрокосмическое объединение SHM-AISC (Aerospace Industry Steering Committee), которое занимается координацией работ по разработке и внедрению автоматизированных бортовых систем контроля целостности конструкций самолетов и многоразовых космических аппаратов с использованием сетей встроенных датчиков-сенсоров. В международный совет управления SHM-AISC входят такие компании и организации как Airbus, Boeing, BAE Systems, Embraer, Honeywell, Авиационные администрации США и Европы, научные лаборатории вооруженных сил США, NASA, ведущих университетов [29].

В 90-ых годах прошлого столетия в компании Airbus с целью повышения показателей прочности, надежности и долговечности АК, сокращения времени простоя самолетов и затрат на их ТО приступили к разработке общих подходов к созданию системы SHM для ВС в рамках «философии интеллектуальной авиационной конструкции» [30].

Функционирование систем SHM предполагает установку различных типов датчиков на элементы конструкции с целью определения влияния физического (влажность и температура окружающей среды) и силового (статические и динамические нагрузки) воздействий на их прочность и долговечность [28,31,32]. Конечной целью этих разработок является создание системы, аналогичной нервной системе человека (рис. 1.6), которая, помимо выявления дефектов и неисправностей, должна адекватно реагировать на их наличие и выдавать соответствующие рекомендации обслуживающему персоналу [30,31].



Рис. 1.6. Схематическое представление системы сенсоров в конструкции самолета в виде нервной системы человека [30]

В современных авиационных SHM-системах применяются датчики-сенсоры, основанных на регистрации различных физических процессов – реакции материала на повреждающие воздействия. Такие датчики, по классификации Airbus, относятся к пассивным или офлайнным датчикам. Наибольшее распространение получили датчики-сенсоры акустической эмиссии, оптоволоконные датчики (решетки Брэгга), регистраторы волн Лэмба, акустические ультразвуковые датчики [4,33].

Стратегия Airbus предусматривает создание SHM за несколько этапов, соответствующих поколениям системы.

На первом этапе (нулевое и первое поколение) SHM будет использоваться при тестировании конструкций, их обслуживании и восстановлении.

Системы SHM нулевого поколения в настоящее время широко используются при наземных испытаниях ВС. В качестве примера можно привести систему SHM на самолете A380, которая применялась при выполнении его сертификационных испытаний [30].

Следующий этап развития систем SHM (второе и третье поколение) характеризуется использованием офлайнных датчиков, информация с которых снимается после полета или при выполнении ТО. При обеспечении должного уровня надежности датчиков планируется осуществление перехода на онлайнные датчики, регистрирующие и передающие информацию во время полета. Полная интеграция систем SHM с бортовой вычислительной и управляющей системой ВС означает переход к третьему, заключительному поколению.

Ожидается, что системы SHM будут использоваться и для разработки новых концепций конструирования самолетов, что обеспечит сокращение веса металлических и композитных конструкций на 15 % [30].

1.2.4. Оценка истории эксплуатационной нагруженности и поврежденности конструктивных элементов с использованием сенсоров усталостного повреждения

Согласно статистическим данным по дефектности обширного парка ВС большинство производителей АТ и авиакомпаний относят усталостное разрушение к наиболее существенному эксплуатационному повреждению (31 % от общего числа дефектов в метал-

лических конструкциях самолета) [31]. Поэтому при контроле ТС ВС в эксплуатации особое место занимает проблема мониторинга выработки усталостного ресурса наиболее ответственных (критических) элементов конструкции индивидуального образца ВС [34].

Ключевыми элементами систем контроля ТС самолета в эксплуатации являются специальные датчики (датчики-сенсоры), регистрирующие повреждающие воздействия эксплуатационной нагрузки или возникновение дефектов в конструкции. Для контроля истощения несущей способности конструкций в условиях эксплуатационного циклического нагружения применяются так называемые сенсоры усталости. Большинство типов таких сенсоров, по сути, являются образцами-свидетелями, воспринимающими эксплуатационный спектр нагрузок, что приводит к изменению значений параметров их состояния.

Сенсоры усталости, которые также называют образцами-свидетелями, датчиками усталости, счетчиками накопленного повреждения, разрабатываются уже длительное время для различных видов конструкций, однако широкого применения в авиации они не нашли.

В то же время использование образцов-свидетелей оказались весьма эффективным в ядерной энергетике. В работе [35] указано на сложность контроля радиационного повреждения и проблематичность достоверного прогнозирования радиационного охрупчивание материалов корпусов атомных реакторов при длительной эксплуатации. Поэтому для атомных электростанций с корпусными реакторами реализуются программы контроля корпусов реакторов по образцам-свидетелям. По результатам испытаний образцов-свидетелей определяется ТС корпусов реакторов в эксплуатации, осуществляется проверка расчетных характеристик сопротивления хрупкому разрушению и уточняется ресурс корпусов. Выполнение соответствующих исследований позволяет получить реальные данные о состоянии материала корпуса реактора и провести прогнозную оценку его остаточного ресурса.

Рассмотрим наиболее известные разработки образцов-свидетелей усталостного повреждения.

Существует ряд способов и устройств для оценки усталостного повреждения по изменению физических характеристик материала при действии механических нагрузок. Диагностическими парамет-

рами могут быть: электрическое сопротивление, магнитная проницаемость, показатели внутреннего трения в материале и др. Однако, общим характерным недостатком этих методов является отсутствие полной идентичности процессов накопления усталостных повреждений в датчике и конструкции. Поэтому все указанные разработки целесообразно использовать как датчики истории нагружения. Оценка же усталостного повреждения по параметрам состояния таких датчиков может быть получена только при наличии значительного объема экспериментальных данных по усталости конкретного материала. Анализ особенностей работы некоторых устройств приведен в работе [34].

Основными видами индикаторов усталостного повреждения являются:

- а) линейный сумматор усталостных относительных повреждений;
- б) автоматический счетчик нагружения;
- в) образцы-свидетели;
- г) параметрические индикаторы.

Линейный сумматор усталостных относительных повреждений представляет собой систему регистрации процесса изменения перегрузки в центре тяжести или деформации в каком-либо силовом элементе и вычисления на этой основе линейной суммы относительных повреждений: $D = \sum n_i / N_i$.

Автоматический счетчик нагружения работает по следующему принципу. На достаточно длинной цепи расположен набор фольговых образцов – чувствительных элементов (рис.1.7, а), которые поочередно, с помощью специального механизма, закрепляются на силовом элементе (рис.1.7, б) и деформируются пропорционально деформациям силового элемента. После того как чувствительный элемент разрушится, на его место устанавливают другой.

Основная идея использования образцов-свидетелей заключается в том, что их усталостные характеристики (семейство усталостных кривых) совпадают с характеристиками выносливости силового элемента.

Обычно различают два вида образцов-свидетелей: индикаторы и эквивалентные образцы [34].

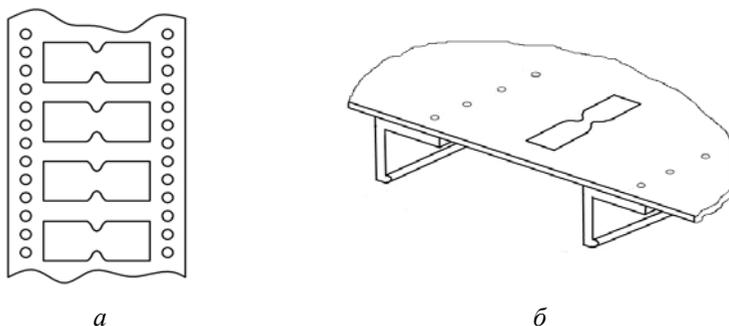


Рис.1.7. Конструкция автоматического счетчика нагружения [34].
 Набор фольговых образцов (а) и фольговый образец
 на силовом элементе (б)

Индикаторы представляют собой пластинки материала с концентратором напряжений. Совпадение усталостных кривых индикатора и силового элемента добиваются выбором соответственных геометрических параметров концентратора.

Индикаторы наклеиваются на силовой элемент и нагружаются вместе с ним при эксплуатации самолета. В одном и том же сечении крыла устанавливаются несколько индикаторов. Так как усталостные кривые индикатора и соответственного сечения крыла совпадают, то регистрируемая долговечность n индикаторов принимается в качестве долговечности n крыльев. Точность оценки параметров распределения долговечности с увеличением числа наблюдений увеличивается. Опережающее разрушение может быть достигнуто нагружением индикаторов в режиме, близком к эксплуатационному до его установки на крыло, либо после снятия индикатора с крыла после некоторой эксплуатационной наработки и определением его остаточной долговечности при усталостных испытаниях в лаборатории.

Эквивалентные образцы представляют собой фрагменты конструкции или образцы, изготовленные из силовых элементов самолета с наработкой в эксплуатации. Так как можно изготовить несколько таких образцов из одного крыла, то за счет увеличения числа наблюдений добиваются большей точности оценки параметров распределения долговечности [34].

Параметрические индикаторы усталости регистрируют некоторые физические параметры материала, изменяющиеся по мере накопления усталостных повреждений: электрическое сопротивление, рельеф поверхности предварительно отполированного образца, частоту собственных колебаний и т.д. Полученные оценки могут быть использованы для коррекции индивидуального ресурса и периодичности осмотров.

Наиболее успешным является использование индикаторов усталости, моделирующих процессы разрушения, например сопротивление материала росту усталостных трещин [36]. Используется специальное приспособление – индикатор роста усталостных трещин, состоящий из чувствительного элемента и системы его крепления к исследуемой конструкции (рис.1.8). Чувствительный элемент в полете воспринимает усилия, пропорциональные нагруженности контролируемой детали. Под их действием происходит рост предварительно инициированной одной или нескольких усталостных трещин в чувствительном элементе, что и составляет основную информацию о сопротивлении материала росту усталостных трещин под действием эксплуатационных нагрузок.

Методика практического применения индикатора роста усталостных трещин отработалась при летных экспериментах на самолетах Ан-24 и Ан-26. Индикаторы устанавливались в зоне заднего лонжерона и закреплялись с помощью болтов к лонжерону нижней технологической панели.

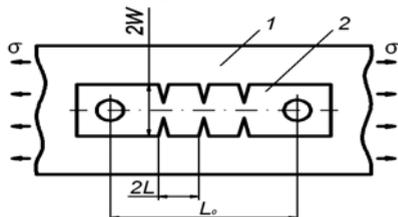


Рис .1.8. Индикатор роста усталостных трещин [36]:

- 1 – элемент конструкции;
- 2 - индикатор

Индикаторы усталости похожего типа также проходили испытания на крыле транспортного самолета [37]. Крепление индикаторов осуществлялось на эпоксидном клею холодного отверждения, пластифицированным тиоколом.

Усталостные трещины на крыле появились после наработки 15500 полетных циклов в зоне стыка съемной части крыла с центропланом. До этого момента усталостные наработки индикаторов совместно с конструкцией составляла 7000 полетных циклов. Пять из двенадцати индикаторов до установки на крыло уже имели уста-

лостные разрушения. При наработке конструкцией 20000 полетных циклов, а индикаторов соответственно - 11500 циклов, в конструкции появились усталостные трещины. На десяти с двенадцати индикаторах были обнаружены усталостные трещины длиной более 0,1 мм. Таким образом, было показано, что индикаторы, установленные на эпоксидном клею холодного отверждения, включаются в работу конструкции и обеспечивают получение информации о выработке ее усталостной прочности.

Индикаторы усталости могут применяться и для определения скорости развития повреждений в конструкции [38]. Во время эксплуатации необходимо периодически осматривать образец-свидетель. Для определения скорости развития повреждений в элементе конструкции и для прогнозирования развития повреждений после заданной наработки сравнивается состояние элемента конструкции и состояние образца-свидетеля.

Существенной методической проблемой при использовании индикаторов усталости является обоснование их размеров и формы. Обычно это осуществляется расчетным путем с последующим экспериментальным подтверждением.

Для экспериментальной проверки могут изготавливаться модельные образцы конструкции [39]. Эти образцы представляют собой аналоги типичных участков конструкции каркаса, например, в зоне конца стрингера (рис.1.9). Результаты испытания образцов на выносливость (до появления трещины длиной 1мм) принимались как исходные для подбора индикаторов. При циклическом нагружении, близком к эксплуатационному, средняя долговечность образцов составляла 141400 циклов. Крепление индикаторов проводилось на клею БФ-4.

Концентраторы индикаторов располагались в непосредственной близости от зоны развития усталостного повреждения модели (сечение А – А на рис.1.9). Этим обеспечивалась эквивалентность напряжений в индикаторе и в модели.

Экспериментальная проверка приемлемости методики подбора индикаторов для образца в конструкции показала, что усталостные характеристики индикатора, подобранного расчетным путем, достаточно хорошо совпадают с усталостными характеристиками модельных образцов конструкций для действующих нагрузок [39].

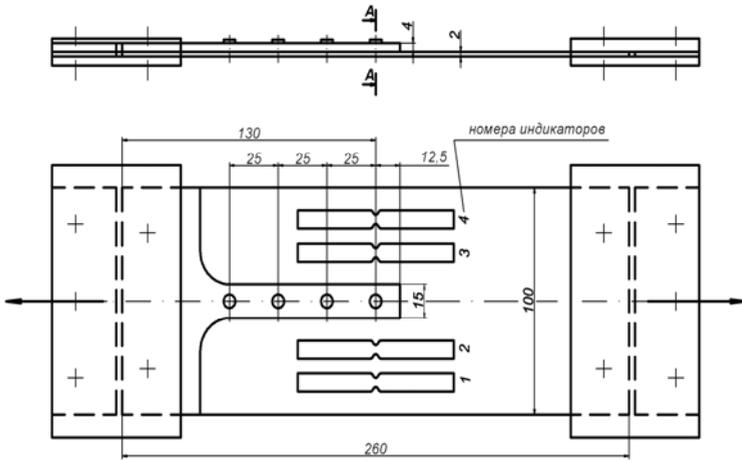


Рис. 1.9. Схема модели конструкции с индикаторами усталости [39]

В работе [40] показана возможность оценки усталостного повреждения композиционных материалов с помощью оптоволоконного сенсора, встроенного в структуру материала на стадии его производства. При этом не было обнаружено какого-либо влияния сенсора на несущую способность композита. Данный метод эффективен и для оценки состояния лопастей винтов, изготовленных из композиционных материалов [41].

Имеются предложения определять накопленное усталостное повреждение с помощью сенсоров из тонких фольг, например, $Ag_{50}Zn_{50}$, $CuAu$, Cu_3Au , $Ag_{54}Zn_{46}$, $Ag_{50}Cd_{50}$, $CuAu$ или Cu_3Au , которые меняет цвет под влиянием повторного нагружения [42].

Значительное количество сенсоров усталости крепятся на конструкциях с помощью клеев. Влияние различных клеев на калибровочную зависимость сенсоров усталости исследовалось на образцах, нагружаемых изгибом [43]. Датчики изготавливались из алюминиевой фольги. Установлено, что чем больше толщина клеевого слоя, тем раньше поверхность сенсора реагирует на нагружение. Полученный вывод, возможно, связан с используемыми условиями нагружения.

Известен метод, согласно которому для индикации усталости используется регистрация изменения рассеивания лазерного луча,

что связано с формированием на поверхности металла полос скольжения [44]. В работе использовался метод для контроля состояния поверхности стальных конструкций.

Имеются предложения по использованию датчиков усталости на принципе регистрации изменения электрического сопротивления чувствительных элементов [45-47]. Конструктивно такие датчики выполняются в виде тензорезисторов, которые наклеиваются в инспектируемых зонах конструкций. Материалом тензометрических датчиков усталости могут быть константан, тройной сплав висмута, теллура и сурьмы, нихром, полупроводниковый кремний, а также материал, из которого изготовлена деталь конструкции.

Накопленное повреждение АК предлагается регистрировать путем установки датчиков, которые определяют напряжения и деформацию элементов конструкций [48]. В качестве таких датчиков могут применяться и тензорезисторные пленки [49-53].

Ряд приспособлений для определения накопленных повреждений конструкций основан на использовании чувствительных элементов, которые разрушаются в процессе эксплуатации конструкции [54-58]. Разработаны также датчики усталости с цветовой индикацией специальных пленок [59].

Один из способов контроля усталости материала предусматривает измерение интенсивности зеркального отображения наблюдаемого участка поверхности объекта [60]. Имеются предложения использовать сенсоры усталости, функционирующие на принципе изменения шероховатости поверхности в процессе циклического нагружения [61].

Следует отметить, что состояние поверхности несет обширную диагностическую информацию об усталостном повреждении металлических материалов. Эта идея является ключевой в способах мониторинга усталостного повреждения, которые разрабатываются в Национальном авиационном университете.

1.3. Физические аспекты повреждаемости металлических материалов при усталости

Проблемы мониторинга ТС АК, методологические задачи их контроля и диагностики не могут быть успешно решены без учета физических явлений, обуславливающих повреждаемость конструк-

ционных материалов. Применительно к усталостной прочности КЭ ВС необходимо понимание причин и явлений, приводящих к образованию усталостных трещин, информация о последовательности и взаимосвязи процессов постепенной деградации материалов в условиях циклического нагружения.

Известно, что особенностью усталости металлических материалов является стадийность процесса накопления повреждений. Соответствующие исследования проводятся уже более 100 лет, физические и металловедческие аспекты данной проблемы довольно подробно изучены и обобщены, например, в работах [62,63]. В то же время имеется некоторая неопределенность относительно критериев стадийности, присутствует смысловая размытость границ этапов повреждаемости, что вносит некоторую условность в делении процессов усталости на различные стадии. Как результат, количество стадий, по данным разных исследований, изменяется от двух (зарождения и распространения усталостных трещин) до четырех [64]. В этой связи является продуктивным подход физической мезомеханики материалов, в соответствии с которым известные механизмы и стадии пластического деформирования могут быть классифицированы на основе различных масштабных уровней – микроскопического, мезоскопического и макроскопического [65].

Одной из главных проблем при моделировании явления деградации металлических материалов во времени является обеспечение взаимосвязи между факторами повреждаемости – пластическим деформированием и разрушением на различных размерных уровнях [66]. Поэтому определимся, насколько физически локальны повреждения, и в каких масштабах они реализуются [67].

1.3.1. Характерные масштабы пластического деформирования и микроразрушения металлических материалов

Из концепции несоответствия реальной и теоретической прочности металлов следует, что в отсутствии исходных трещин гриффитсовского размера разрушение может осуществляться только под воздействием локальной внутренней концентрации напряжений [69]. Ее источниками являются различного вида дефекты кристаллической решетки, из которых по степени влияния на прочность выделяются дислокации.

Имеются два представления о дислокационном механизме пластической деформации.

Первое относится к классической теории дислокаций и связано с изучением зарождения, движения и взаимодействия индивидуальных дислокаций. Величина пластической деформации сдвига ϵ определяется через параметры дислокаций соотношением [70]

$$\epsilon = b\rho_D L,$$

где b – модуль вектора Бюргерса; ρ_D – плотность дислокаций; L – средняя длина свободного пробега дислокаций.

Второе представление о механизме пластического деформирования основывается на коллективном поведении дислокационных структур [71].

Следует отметить, что оба представления не противоречат друг другу. На начальном этапе пластического деформирования, когда плотность дислокаций не достигает высоких значений, пластическая деформация связана с зарождением и движением индивидуальных дислокаций. Это движение прерывисто от препятствия к препятствию и по своей природе является локальным. При увеличении плотности ρ_D энергия взаимодействия дислокаций растет быстрее, чем их собственная энергия. Поэтому при некоторой критической плотности $\rho_D \cong 10^{13} \dots 10^{15} \text{ м}^{-2}$ силы взаимодействия между дислокациями становятся больше внешних сил и независимые перемещения отдельных дислокаций блокируются [72]. В объеме материала образуются локальные дислокационные группы (ансамбли), концентрирующие в себе значительную упругую энергию и являющиеся мощным источником внутренних напряжений. Формирование таких дислокационных групп предопределяет локализацию и неоднородность пластической деформации материала.

Тип локализации деформации зависит от вида материала, его структуры и условий нагружения. Наиболее типичными проявлениями локализации являются: плоские скопления дислокаций, дислокационные диполи, полосы скольжения, пачки двойников, мартенситные ламели, дислокационные клубки, зернограничное скольжение, приграничные полосы сильно локализованной деформации и др. [71].

Вполне очевидно, что неоднородность пластической деформации самым непосредственным образом связана с неоднородностью

структуры конструкционных материалов. Границы зерен, включения вторичной фазы и др. являются эффективными препятствиями движению дислокаций и способствуют формированию очагов незавершенного сдвига и созданию локальных концентраторов внутренних напряжений.

Таким образом, пластическое деформирование осуществляется локально, что обуславливается особенностями кристаллического и металлургического строения материалов. Явление, отражающее неоднородность протекания пластической деформации в отдельных локальных объемах материала, получило название микропластичность [73].

При пластическом деформировании движению как отдельных дислокаций, так и дислокационных групп оказывается сопротивление за счет наличия энергетических барьеров, наведенных полями внутренних напряжений от различных дефектов кристаллической решетки (эффект упрочнения). Такие поля обычно разделяют на близкодействующие и далекодействующие [74]. В масштабной классификации энергетические барьеры делятся на крупномасштабные ($\Delta x \geq 1 \text{ мкм}$), среднемасштабные ($\Delta x \leq 1/\sqrt{\rho_D}$) и мелко-масштабные ($\Delta x = (1 \dots 5)a$), где Δx – размер линейной области воздействия внутренних напряжений; a – постоянная решетки [75] (рис.1.10). Учет полей внутренних напряжений, в особенности их масштабов, является необходимым условием при обосновании размерных уровней в структурных моделях [25,67].

Локальные концентраторы внутренних напряжений, обусловленные неоднородностью микропластических деформаций, не являются устойчивыми образованиями. Пластические деформации в макрообъемах развиваются путем эстафетного формирования новых очагов сдвига из-за концентрации внутренних напряжений от существующих дислокационных групп. При этом образуются новые концентраторы напряжений, а имеющиеся – релаксируют [71,76, 77]. Релаксация может происходить за счет инициирования сдвига в соседних объемах материала, перестройки дислокационной структуры, аннигиляции дислокаций, рекристаллизации и др. В этом ряду релаксационных механизмов особое место занимает образование микротрещин, когда остальные конкурирующие релаксационные процессы оказываются неэффективными [75,78].

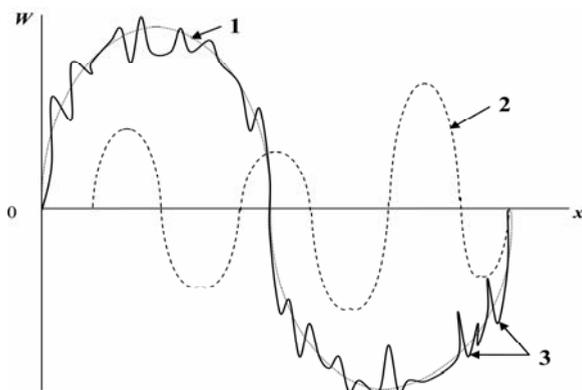


Рис. 1.10. Схема потенциального энергетического рельефа (W – энергия взаимодействия) при движении дислокаций. Энергетические барьеры: 1 – крупномасштабные; 2 – среднемасштабные; 3 – мелкомасштабные

В мелкомасштабных областях перенапряжений ($\leq 0,1$ мкм) такой механизм является ведущим [79].

Из изложенного следует:

- образование микротрещин является следствием неоднородности пластической деформации, реализующейся в виде образования в локальных объемах материала локальных дислокационных групп;
- микротрещины являются равноправными элементами дефектной структуры материала наравне с другими видами дефектов кристаллической решетки;
- при образовании микротрещин происходит релаксация локальных дальнедействующих напряжений.

Так как механизмы пластического деформирования и разрушения взаимосвязаны, характерные масштабы этих явлений будут общими.

Пластическое деформирование и разрушение осуществляются на различных размерных уровнях – от микроскопического до макроскопического [78,80].

Рассмотрим основные масштабные уровни пластической деформации и разрушения.

Согласно физическим представлениям прочности и пластичности существует четыре масштабных уровня пластических деформаций [72]:

- 1) микроскопический (атомный);
- 2) уровень дислокационных субструктур (мезоскопический);
- 3) структурный (фрагментарный);
- 4) макроскопический.

Микроскопический масштаб является минимальным масштабом пластического деформирования. Элементарный акт пластической деформации сдвига, связанный с прохождением одной дислокации через кристалл, соответствует смещению его частей на величину модуля вектора Бюргерса b , равного по величине межатомному расстоянию. Элементарный акт диффузионной пластичности связан с миграцией вакансии также на одно межатомное расстояние.

Фундаментальное значение межатомного расстояния состоит в том, что это **минимальный** уровень дискретности процессов пластического деформирования и разрушения.

Верхнюю границу того или иного масштабного уровня пластического деформирования можно оценить, исходя из силового взаимодействия соответствующих носителей пластической деформации [81]. На микроскопическом уровне носителями пластической деформации являются индивидуальные дислокации, собственная энергия каждой из которой определяется суммой энергий ядра и дальнедействующих напряжений [75]:

$$W_L = \frac{Db^2}{2} \left(\ln \frac{R}{r_0} + Z \right), \quad (1.10)$$

где W_L – энергия дислокации, приходящаяся на единицу собственной длины; Z – слагаемое, соответствующее вкладу энергии ядра дислокации; $\ln(R/r_0)$ – составляющая часть собственной энергии от дальнедействующих напряжений на расстоянии R ; r_0 – радиус ядра дислокации; D – параметр упругости:

$$D = \frac{G}{2\pi k};$$

G – модуль сдвига; $k = 1$ – для винтовой и $k = 1 - \nu$ – для краевой дислокации; ν – коэффициент Пуассона.

Размер r_0 соответствует атомному масштабному уровню, а размер R характеризует расстояние до носителей противоположного знака и определяет энергию взаимодействия дислокаций [82]:

$$R \approx \frac{1}{\sqrt{\rho_D}}.$$

При малых ρ_D и, следовательно, больших R собственная энергия дислокации велика и процессы пластического деформирования по всему макрообъему образца будут осуществляться на микроскопическом уровне. При увеличении ρ_D рост собственной энергии дислокаций из-за увеличения их суммарной длины будет тормозиться из-за уменьшения R . Одновременно возрастает влияние энергии взаимодействия между дислокациями за счет усиления поля дальнедействующих напряжений. При $\rho_D = 10^{13} \dots 10^{15} \text{ м}^{-2}$ энергетически выгодным является существование не отдельных хаотически распределенных в объеме материала дислокаций, а формирование коллективных образований – дислокационных групп. Изменяется механизм пластического деформирования, который описывается на более высоком масштабном уровне - *мезоскопическом*.

Характерной особенностью коллективных эффектов на мезоскопическом уровне является возникновение различных видов дислокационных неустойчивостей, например, блокировочной, токовой, ротационной и других [71,72,75, 83,84].

Дислокационные неустойчивости способствуют формированию локализованных зон пластической деформации – пластических вспышек [83] с образованием дислокационных групп, имеющих противоположные знаки.

Дислокационные заряды (группы дислокаций одного знака) формируют мощные поля дальнедействующих напряжений, которые присущи супердислокациям, дисклинациям или их мультиполям [83]. Значительные запасы локальной потенциальной энергии в дислокационных зарядах, а также наложения полей дальнедействующих напряжений большой мощности создают благоприятные условия для зарождения устойчивых микротрещин.

Масштабный уровень дислокационных коллективов (субструктур) непосредственно связан с силовым взаимодействием в ансамбле дислокаций [81]. Взаимодействие между отдельными дислокационными зарядами распространяется на области, соизмеримые с расстояниями между локальными дислокационными образованиями – l_s . Этот важный для классификации микротрещин фи-

зический параметр равен (при типичных значениях температуры и напряжений), приблизительно, 0,3...3 мкм [75].

На основании обобщения имеющихся оценок можно заключить, что мезоскопический масштабный уровень соответствует интервалу размеров 0,3...3 мкм [65,72,81,83,84].

Коллективные эффекты пластической деформации, связанной с образованием локальных дислокационных ансамблей, проявляется на структурном масштабном уровне. Процесс пластического деформирования охватывает десятки и сотни мезоскопических элементов. При этом возникают новые структурные элементы более высокого масштабного уровня, например, повороты зерен и «кристаллографические вихри» [71].

В поликристаллах структурный уровень совпадает с уровнем размера зерна. В работе [72] между мезоскопическим масштабом и уровнем размера зерна выделяется так называемый фрагментарный масштабный уровень (≤ 10 мкм). Однако существенных отличий в процессах, происходящих на фрагментарном уровне и в масштабах зерна, не наблюдается. Поэтому можно включить фрагментарный масштаб в состав структурного уровня, составляющего 3...200 мкм.

Характер пластического деформирования на макроскопическом уровне (>1 мм) обычно связывают с однородным распределением пластической деформации по длине образца за исключением макроскопической неустойчивости при формировании шейки. Однако обнаружено наличие и макроскопических неоднородностей пластической деформации [71], анализ которой выходит за рамки настоящей работы.

На основании проведенного анализа и обобщения информации о физических особенностях формирования локальных образований дислокационной структуры можно составить шкалу характеристических масштабных уровней пластической деформации (рис.1.11). Границы масштабных уровней на шкале, не являются фиксированными и определены путем усреднения имеющихся данных.

Упорядочивание масштабных уровней по размерам дает возможность подойти к описанию физики пластического деформирования с учетом конкретных носителей пластической деформации. Такое описание будет корректным, если оно основано на континуальном подходе и базируется на закономерностях коллективного поведения носителей соответствующего масштабного уровня [81].

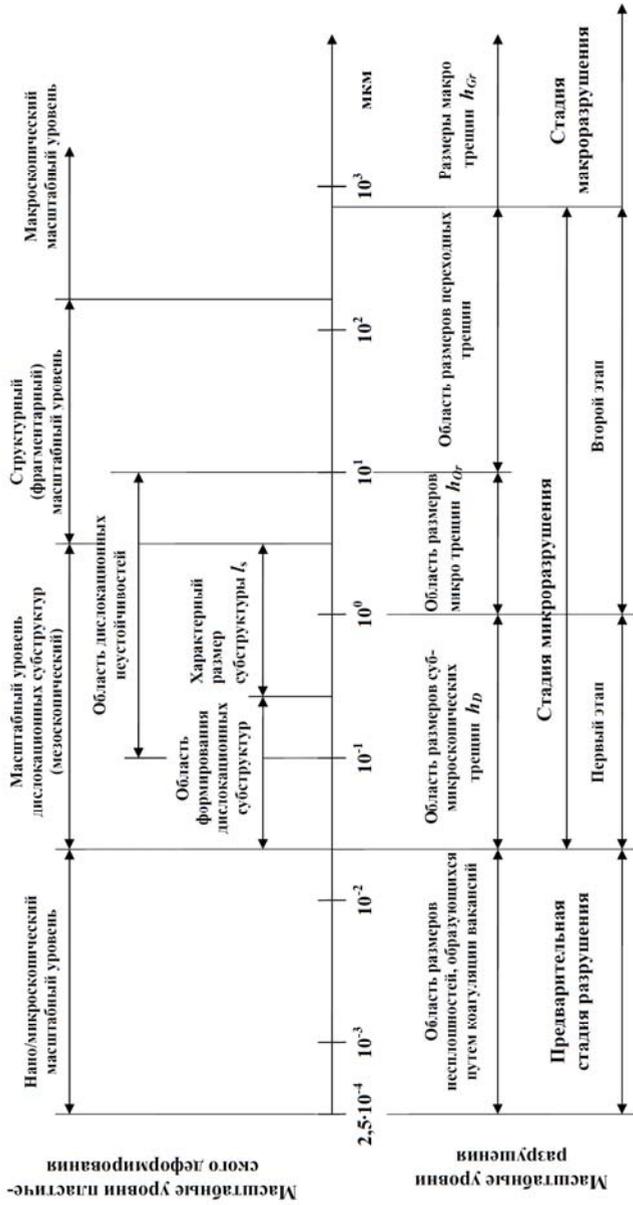


Рис. 1.11. Характеристические масштабные уровни пластического деформирования и разрушения металлических материалов

На стадии до зарождения макроскопических трещин процессы пластического деформирования и разрушения материалов необходимо рассматривать в их взаимосвязи. Проанализируем основные масштабные уровни разрушения.

На микроскопическом масштабном уровне образование первичных очагов разрушения связано с коллективным разрывом межатомных связей, приблизительно, по 30 атомов в каждой группе [84].

Ведущим механизмом разрушения на атомном уровне является термоактивационный разрыв межатомных связей [85,86]. Дефекты, образующиеся на атомном уровне, могут оказывать определяющее влияние на прочностные свойства материалов, например, при закалке, радиационном облучении, высокотемпературной ползучести. Однако для описания поврежденности наибольший интерес представляют трещиноподобные дефекты, относящиеся к более высоким размерным уровням.

В физике прочности используются три характеристические величины размеров трещин: размер Гриффитса, размер Орована и субструктурный размер [75,87].

Размер Гриффитса h_{Gr} определяется из известного уравнения энергетического баланса по формуле [75]

$$h_{Gr} = \frac{\alpha\gamma E}{\sigma^2}, \quad (1.11)$$

где γ – удельная поверхностная энергия; E – модуль упругости; σ – действующее растягивающее напряжение; α – коэффициент, зависящий от геометрии задачи ($\alpha \approx 1$).

Известно, что размер h_{Gr} является критическим для трещин в абсолютно хрупких телах. Физический смысл параметра h_{Gr} для квазихрупких материалов заключается в том, что рост трещины с размером $h > h_{Gr}$ не запрещен термодинамикой [75,87].

Из формулы (1.11) следует, что величина h_{Gr} не является фиксированной, она зависит от характеристик материала и действующего напряжения. Следовательно, можно говорить о некотором размерном интервале, который для типичных значений γ , E и реальных σ составляет, приблизительно, 1...10 мкм [75, 87,88]. Данный размерный уровень занимает промежуточное положение меж-

ду мезоскопическим и структурным масштабами пластической деформации (рис.1.11), что указывает на возможность образования трещин с размером h_{Gr} при двух различных механизмах деформирования.

Размер Орована известен в механике разрушения как критическая длина трещины, определяемая с учетом работы пластической деформации у вершины:

$$h_{Or} = \frac{\alpha \gamma_{ef} E}{\sigma^2}, \quad (1.12)$$

где $\gamma_{ef} = \gamma + \gamma_{pl}$ – эффективная поверхностная энергия; γ_{pl} – работа пластической деформации на единицу длины трещины.

Объединив выражение (1.11) и (1.12), получим

$$\frac{h_{Or}}{h_{Gr}} = \frac{\gamma_{ef}}{\gamma}.$$

Так как $\gamma_{ef} / \gamma \approx 10^2 \dots 10^4$ [75], то размер Орована можно отнести к макроскопическому уровню (рис.1.11).

Согласно положениям механики разрушения наличие трещин с длиной $h < h_{Gr}$ является энергетически невыгодным. Однако при неоднородной пластической деформации существование таких трещин физически обосновано.

Как уже отмечалось, параметр l_s определяет характерное расстояние между локальными группами дислокаций (рис.1.11). В пределах объема l_s^3 , свободном от закрепленных дислокаций, пластическая деформация идет довольно легко. При этом совершается работа $\tau \varepsilon \cdot l_s^3$, где τ – касательное напряжение; ε – пластическая деформация сдвига. Если в объеме l_s^3 за счет части работы пластической деформации образуется трещина длиной h с энергией $2\gamma h^2$, то на основании условия баланса энергий следует:

$$\tau \varepsilon l_s^3 \geq 2\gamma h^2. \quad (1.13)$$

Воспользовавшись оценкой $\gamma \approx Db/2$ [75], запишем условие (1.13) в виде

$$\frac{h^2}{l_s^2} < \frac{\tau l_s \varepsilon}{Db}. \quad (1.14)$$

Примем, что $\tau/D = 10^3$. На основании размерных соотношений для масштабных уровней пластической деформации (рис.1.11) имеем $l_s/b \approx 10^3$. Тогда из (1.14) получаем оценку

$$\frac{h}{l_s} \leq \sqrt{\varepsilon}.$$

Таким образом, при $\varepsilon < 1$ для образующейся трещины $h < l_s$.

Типичными представителями таких трещин являются дислокационные трещины, возникающие за счет преобразования энергии в супердислокациях с результирующим вектором Бюргера $B = nb$ и имеющие длину [75,87]

$$h_D \approx \frac{bn^2}{2},$$

где n - количество дислокаций, образующих супердислокацию.

Размер дислокационной трещины зависит от n и имеет порядок 0,1 мкм [78,88] (рис.1.11).

Теоретически обоснованные размерные уровни дислокационных трещин согласуются с эмпирическими данными. В армкожелезе размеры регистрируемых субмикротрещин в дислокационных скоплениях составляли $(4...9) \cdot 10^2$ мкм [89]. В чистых металлах методом малоугловой рентгеновской дифракции (МРД) выявляли трещины размером, порядка, 0,1 мкм, причем более короткие трещины не наблюдались, несмотря на то, что разрешающая способность МРД позволяет идентифицировать дефекты размером $\sim 10^{-3}$ мкм [80,90]. В пластичных материалах обнаруживались поры размером $10^{-3}...10^{-2}$ мкм, а пороговый размер трещиноподобных дефектов соответствовал величине $\sim 0,1$ мкм [91,92].

На основании характеристических размеров дефектов в физике прочности принята следующая классификация трещин [75,87].

1. Микротрещины ($h < h_{Gr}$).

Трещины, размер которых сравним с характерным масштабом неоднородности структуры материала или меньше его, называются микротрещинами [93].

В поле внешних напряжений зарождение и рост трещин этого класса не является энергетически выгодным. Поведение микро-трещин определяется особенностями неоднородности пластической деформации и последствиями образования дислокационных субструктур, обеспечивающих формирование поля внутренних напряжений.

Класс микротрещин включает в себя подкласс субмикротрещин $h_D < h \leq h_{Gr}$.

Размер этих трещин $h < l_s$, поэтому взаимодействие субмикротрещины (в рамках взаимодействия с элементами дислокационной структуры) осуществляется только с той группой дислокаций, которая за счет перекачки энергии и релаксации напряжений обеспечила образования этой трещины.

Если $l_s < h \leq h_{Gr}$, то такая микротрещина взаимодействует с несколькими группами дислокаций.

2. Переходные трещины ($h_{Gr} < h \leq h_{Or}$).

Для трещин этого класса пластическая зона у вершины меньше равновесной ($\gamma_{ef} < \gamma_{pl}$).

Развитие переходных трещин определяется величиной внешних напряжений, однако существенное влияние на их рост оказывает и неоднородность поля внутренних напряжений.

Так как размеры переходных трещин соизмеримы со структурным масштабным уровнем (рис.1.11), то их поведение будет определяться также и неоднородностью структуры поликристаллических материалов: границами зерен, фазовыми образованиями и др. Наложение дислокационной и структурной неоднородностей обуславливает стохастический характер распространения переходных трещин.

К переходным трещинам (в инженерной трактовке) относятся микрометровые (короткие) трещины размером $10 \dots 10^3$ мкм [94, 95].

3. Макротрещины ($h_{Or} \leq h < h_{\sigma}$).

Граничный размер h_{σ} соответствует состоянию, когда напряжения в вершине трещины становятся больше теоретической прочности σ_{th} и трещина теряет механическую стабильность.

Для трещин этого класса поток упругой релаксирующей энергии уже достаточен для компенсации работы пластического деформирования у вершины ($\gamma_{ef} = \gamma_{pl}$). Однако, в связи с тем, что при $h < h_{\sigma}$ напряжения у вершины еще не достигают значений σ_{th} , единственно возможным механизмом роста таких трещин является термофлуктуационный. Пластическая деформация затупляет вершину трещины, что обеспечивает ее механическую стабилизацию.

4. Магистральные трещины ($h \geq h_{\sigma}$).

Эти механически нестабильные трещины, приводящие к окончательному долому.

Сопоставление масштабных уровней пластической деформации и разрушения в их взаимосвязи позволяет разделить процесс пластического разрыхления на характерные, физически обоснованные стадии [75,84]. Следует отметить, что стадийность процессов эволюции пластической деформации и разрушения при различных видах деформирования – статическом и циклическом – имеет много общего и может рассматриваться с общих позиций [63].

I стадия – предварительная.

Под воздействием приложенных напряжений осуществляются процессы зарождения и перемещения отдельных дислокаций. В зависимости от величины нагрузок эти процессы могут охватывать либо весь объем материала, либо осуществляться в локальных объемах. В материале накапливается латентная энергия, формируется поле дальнедействующих напряжений, начинают проявляться эффекты упрочнения. При повышении плотности дислокаций создаются энергетически выгодные условия для образования дислокационных ансамблей, которые являются источниками локальной концентрации внутренних напряжений. В качестве основных носителей несплошности выступают отдельные вакансии или их группы, образующиеся за счет коагуляции, как правило, на линейных дефектах типа дислокационных петель.

Масштабный уровень процессов повреждаемости на предварительной стадии определяется размерным интервалом от величины межатомного расстояния $a \sim (2,5...3) \cdot 10^{-4}$ мкм до $10^{-2}...10^{-1}$ мкм (на рис.1.11 принято $3 \cdot 10^{-2}$ мкм).

II стадия – стадия микроразрушения включает два этапа:

1-й этап – зарождение субмикротрещин с $h < h_{Gr}$;

2-й этап – рост микротрещин с $h \geq h_{Gr}$ до размера h_{Or} .

На второй стадии заканчивается формирование дислокационной субструктуры, усиливается локализация пластической деформации, интенсифицируются процессы упрочнения. Появление областей дислокационных неустойчивостей с избыточной плотностью дислокаций одного знака $\Delta\rho$ приводит к формированию мощных неоднородных полей дальнедействующих напряжений, одной из причин релаксации которых является образование дислокационных субмикротрещин.

Существует целый ряд моделей зарождения дислокационных трещин [75]. Общим является то, что преобразование энергии, запасенной дислокационным ансамблем, в энергию свободных поверхностей трещины осуществляется под воздействием тепловых флуктуаций [96].

Энергия, идущая на создание свободных поверхностей дислокационной трещины, пропорциональна мощности вектора Бюргерса дислокационного ансамбля, образующего трещину ($b\Delta n$), а ее размер h_D определяется соотношением bn^2 , где n – число дислокаций одного знака, сваливающихся в трещину. Обычно $h_D \leq l_s$ и $h_D < h_{Gr}$. Размерный уровень h_D соответствует, в среднем, 0,1 мкм (на рис.1.11 принято $h_D = 3 \cdot 10^{-2} \dots 3 \cdot 10^{-1}$ мкм).

Второй этап стадии микроразрушения связан с развитием субмикротрещин до уровня h_{Gr} и микротрещин с $h_D > h_{Gr}$ до уровня h_{Or} .

Дислокационная трещина может увеличивать свои размеры по двум основным механизмам в зависимости от свойств кристаллической решетки материала [80,87].

В кристаллах с большим сопротивлением решетки движению дислокаций и затрудненным поперечным скольжением пластическая деформация идет путем сдвигов по сравнительно небольшому количеству узких прослоек, расположенных на расстоянии l_s друг от друга. Если $h_D \approx bn^2 < l_s$, то такая трещина не растет и образование трещин с $h > h_{Gr}$ возможно за счет объединения дислокационных трещин при их высокой концентрации. Если количество избыточных дислокаций одного знака n достаточно для образования

трещины длиной $h_D \sim l_s$, то ее дальнейший рост осуществляется путем подпитки дислокациями того же знака из других скоплений. В этом случае на микроуровне реализуется хрупкое разрушение материала.

В кристаллах с низким сопротивлением решетки и легким поперечным скольжением параметр l_s сравнительно мал, а вероятность нахождения рядом скоплений дислокаций с разными знаками (мультидиполей) высока. В таких мультидиполях при $l_s \approx h_D$ дислокации противоположных знаков притягиваются к трещине, вершина ее затупляется, и субмикротрещина превращается в пору. При этом дальнейший рост микропор наиболее вероятен за счет их объединения при достаточно высокой концентрации. На микроуровне реализуется пластическое разрушение материала.

Таким образом, при хрупком и при пластическом микроразрушении доминирующим механизмом укрупнения субмикродофектов является их объединение, связанное с достижением количества дофектов в ограниченном объеме материала предельной величины.

Подпитываясь энергией из дислокационных ансамблей, микротрещины становятся соизмеримыми с размером h_{Gr} ($h_{Gr} = 1 \dots 10$ мкм) (рис.1.11). С одной стороны этот размер недостаточен для дальнейшего роста трещины за счет релаксации упругой энергии в ее окрестности. Как уже отмечалось, для квазихрупких материалов образование свободных поверхностей трещины связано с большими энергетическими затратами на пластическую деформацию у вершины (γ_{ef}). С другой стороны этот размер достаточно велик для эффективного роста трещины за счет подпитки дислокациями из скоплений. Поэтому, наиболее оптимальным механизмом образования переходных трещин с размером $h \geq h_{Gr}$ ($10^1 \dots 10^2$ мкм) является процесс объединения рассеянных микротрещин с размером h_{Gr} [78].

Следует отметить, что на зарождение и распространение переходных трещин будут оказывать совместное влияние как факторы неоднородности дислокационной структуры, так и факторы неоднородности металлургической структуры материала: границы зерен, структурные фрагменты, включения вторичных фаз и др.

На основании изложенного можно обозначить интервалы размерных уровней стадии микроразрушения¹: $3 \cdot 10^{-2} \dots 5 \cdot 10^2$ мкм.

Процессы зарождения субмикротрещин (1-й этап) реализуются в размерном интервале $3 \cdot 10^{-2} \dots 1$ мкм.

Процессы образования микротрещин, их объединение и развитие системы переходных трещин (2-й этап) реализуются в размерном интервале $1 \dots 5 \cdot 10^2$ мкм.

III стадия - стадия макроразрушения подразделяется на два этапа:

1-й этап - медленный рост макротрещины в интервале размеров $[h_{Gr}, h_{\sigma}]$;

2-й этап - быстрый рост макротрещины (доллом).

Изучение поведения трещин на данной стадии относится в большей мере к вопросам механики разрушения. Необходимо отметить, что в области локального пластического деформирования у вершины макротрещины реализуются процессы пластического деформирования и разрушения, подобные рассмотренным. Масштабность этих процессов зависит от величины области пластического деформирования у вершины и вида напряженно-деформированного состояния.

1.3.2. Особенности формирования и развития деформационного рельефа на поверхности деталей при усталости

При циклическом нагружении на поверхности многих чистых металлов и сплавов формируется деформационный рельеф (ДР).

ДР обусловлен явлениями, сопровождающими пластическое деформирование поверхностных слоев – образованием полос скольжения, экструзий, интрузий, ротациями дислокационной структуры [97] (рис.1.12).

Устойчивые полосы скольжения исследовались в монокристаллах и поликристаллических металлах. Понятие устойчивых полос

¹ границы интервалов не являются фиксированными или общими для различных материалов и условий нагружения. Они обозначены на основании анализа и обобщения оценочных данных, приведенных в литературных источниках, которые использовались при изложении материала.

скольжения было впервые предложено в работе [98]. При циклическом растяжении-сжатии меди и никеля с долговечностью несколько миллионов циклов полосы скольжения возникали на ранних стадиях нагружения.

В процессе нагружения увеличивалась плотность полос скольжения с дальнейшим формированием в таких полосах усталостных трещин.

Послойным электролитическим полированием определено, что глубина полос скольжения при циклической наработке, составляющей 25 % долговечности, не превышала 30 мкм. Периодическое электрополирование с удалением полос скольжения приводило к увеличению долговечности образцов.

Установлена стадийность формирования и эволюции полос скольжения при испытании монокристаллов меди, ориентированных для единичного скольжения [99]. Наличие двух стадий связывается с ведущей ролью краевых и винтовых дислокаций. На примере монокристаллов меди ориентации $\langle 123 \rangle$ показано, что устойчивые полосы скольжения могут рассматриваться как индикатор изменений дислокационной структуры кристалла при циклическом нагружении в условиях сжатия-растяжения [100].

Формирование и развитие устойчивых полос скольжения происходит при условии достижения определенной плотности дислокаций и наличия их поперечного скольжения. На формирование устойчивых полос скольжения влияет энергия дефекта упаковки кристаллов. При этом это влияние более выражено для монокристаллов [101] и менее – для поликристаллов [102].

Установлено, что устойчивым полосам скольжения на поверхности образцов, отвечает специфическая дислокационная структура во внутреннем объеме материала [98,103,104], характерной особенностью которой является чередование зон с высокой и низкой плотностью дислокаций. Устойчивые полосы скольжения распола-



Рис. 1.12. Схема представления полос скольжения, экструзий, интрузий [97]

гаются в плоскостях скольжения и, как правило, их ориентация совпадает с направлением поперечного скольжения [98,104]. Установлена пропорциональность плотности устойчивых полос скольжения амплитуде пластической деформации [105].

Выход на поверхность материала полос скольжения приводит к образованию экструзий и интрузий – носителей ДР (рис.1.12). Формирование экструзий и интрузий на поверхности монокристаллов меди и связь рельефа поверхности с дислокационной структурой исследовался в работах [106, 107].

Следует отметить, что экструзии и интрузии как тонкие полоски на поверхности, выдавленные из устойчивых полос скольжения и впадины, наблюдал еще Форсайт [108]. Размер экструзий достигал высоты ~ 10 мкм. Существуют различные модели формирования экструзий и интрузий [109].

В ранних исследованиях формирование рельефа поверхности в виде экструзий и интрузий считали возможным только при знакопеременном нагружении [110]. Однако такой рельеф наблюдается и при испытаниях с постоянным знаком напряжений, что подтверждается наблюдениями, проведенными методами сканирующей микроскопии и бесконтактной профилометрии и представленными в разделе 3 настоящей работы.

ДР поверхности отражает процесс локализации пластической деформации в кристалле на микро-, мезо- и макроуровнях и соответствует распределению дислокационных структур [111]. При значительных деформациях в условиях множественного скольжения распределения дислокаций имеет сложный характер. Это касается ячеистых и фрагментированных структур, которые наблюдаются как при статическом, так и циклическом видах нагружения. На основании предложенной в [111] модели ДР показано, что имеют место различные проявления ДР (рис. 1.13).

Современный уровень представлений о пластическом деформировании металлов предусматривает необходимость рассмотрения пластической деформации как единого иерархического процесса развития трансляционных и ротационных мод. Основой нового подхода стала концепция физической мезомеханики, предложенная В.Е. Паниным [65,112].

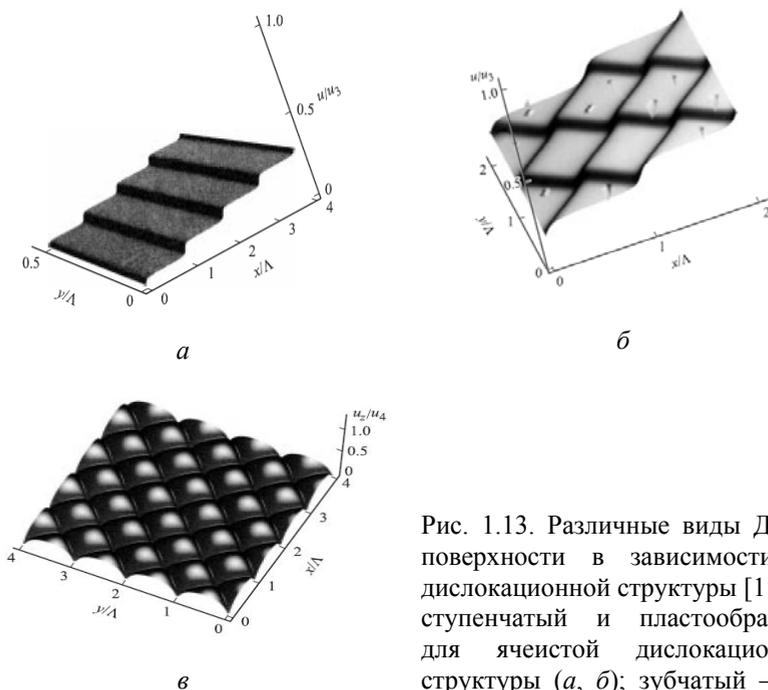


Рис. 1.13. Различные виды ДР на поверхности в зависимости от дислокационной структуры [111]: ступенчатый и пластообразный для ячеистой дислокационной структуры (а, б); зубчатый – для фрагментированной структуры (в)

Анализ механизмов деформации базируется на изучении признаков ДР и соответствующих дислокационных структур. При изучении рельефа в условиях умеренных деформаций основное внимание уделяется полосам скольжения. Близко расположенные параллельные линии скольжения образуют полосу скольжения [113,114]. Линии скольжения наиболее точно идентифицируются методом реплик при увеличении от $\times 5000$ до $\times 25000$. При исследованиях с помощью металлографического оптического микроскопа с увеличением от $\times 50$ до $\times 500$ определить отдельную линию скольжения невозможно. В этом случае наблюдаются полосы скольжения, каждая из которых содержит группы параллельных полос скольжения. При увеличении деформации линии скольжения искривляются, величина сдвига увеличивается в 1,5...3 раза. Плотность дислокаций увеличивается приблизительно на два порядка, формируются разориентационные и фрагментационные структуры. При этом деформация реализуется не только трансляционным

скольжением, но и поворотными модами. В рассмотренном случае полосы скольжения можно считать линиями сдвига. Группа близко расположенных параллельных линий сдвига формирует полосу сдвига. Полосы скольжения и полосы сдвига являются проявлениями неоднородности пластической деформации. Такие образования называют также пачками плоскостей скольжения и пачками плоскостей сдвига [115].

Таким образом, ДР на поверхности содержит некоторые структурные элементы соответствующих масштабных уровней (см. п. 1.3.1).

1.3.3. Фрактальность деформационного рельефа

К ключевым признакам фрактальных объектов относятся самоподобие и дробность (фрактальная размерность). Имеется достаточно широкое понятие фрактала – фракталом называется структура, которая содержит части, в некотором смысле подобные целому [116].

Множество G называется самоподобным, если оно совпадает с объединением N множеств G^* , которые не пересекаются, каждое из которых получено из G путем сжатия (изменением всех масштабов) в K раз, где $K < 1$. Величина K называется коэффициентом подобия.

Кроме самоподобных фракталов существуют более сложные типы фрактальных множеств. К ним можно отнести самоафинные фракталы, с отличающимися по разным направлениям коэффициентами подобия (и даже с отсутствием подобия в различных направлениях), а также мультифракталы, с коэффициентами подобия, различными в разных пространственных масштабах или в разных областях.

Фракталы могут быть регулярными (геометрическими) и естественными, то есть такими, которые являются результатами естественных процессов самоорганизации (облака, рельеф земной поверхности, элементы структуры и субструктуры, трещины и др.).

На область существования природных фракталов накладываются ограничения, касающиеся максимального и минимального размеров, при которых в объекте наблюдаются фрактальные свойства. Природные фракталы лишь статистически самоподобны, они относятся к самоафинным объектам.

Применение евклидовых размерностей ограничивается симметричными микроструктурами, однако такие структуры очень редко образуются в материалах. Поэтому, реальные структуры, в том числе структуры металлов, могут быть описаны с помощью фрактальных размерностей.

Универсальность фракталов заключается в том, что они инвариантны к природе объекта – физической, химической, биологической или любой другой. Универсальность фрактальных структур позволяет использовать фрактальную размерность как общую меру для упорядочения структур различной природы.

В материаловедении традиционно используется евклидова размерность d , позволяющая описывать точечные дефекты размерностью $d = 0$, доли прямых линий $d = 1$, плоских $d = 2$ и объемных $d = 3$ элементов. Однако в природе имеется много объектов, которые могут быть описаны дробной размерностью [116,117]. Среди таких объектов и структуры металлов, которые сформированы в результате самоорганизации.

В настоящее время применяются различные методы вычисления фрактальных размерностей. Наиболее распространенный из них – метод «box-counting» [116]. Данный метод основан на исследовании зависимости количества ячеек, которые содержат множества, от размера ячейки (в одномерном пространстве такой ячейкой является отрезок, в двухмерном – квадрат, в трехмерном – кубик). Теоретически, эта зависимость имеет вид: $N(\varepsilon) \sim 1/\varepsilon^D$, где D – фрактальная размерность множества, ε – линейный размер ячейки, $N(\varepsilon)$ – количество ячеек, которое содержат точки множества при размере ячейки ε . Это позволяет определить фрактальную размерность как

$$D = - \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \frac{\log N(\varepsilon)}{\log \varepsilon}.$$

Алгоритм определения фрактальной размерности по методу «box-counting» следующий:

а) множество исследуемых точек, разбивается на ячейки размером ε и подсчитывается количество ячеек N , содержащее хотя бы одну точку множества;

б) для различных ε определяется соответствующее значение N , т. е., накапливаются данные для построения зависимости $N(\varepsilon)$

В работе [118] приведены результаты исследований фрактальной размерности рельефа поверхности материалов при усталости. Показано, что фрактальная размерность является эффективной количественной характеристикой процесса самоорганизации структуры. Она зависит от исходной структуры материала, состояния поверхностного слоя, количества циклов нагружения и может быть использована при разработке новых критериев повреждения и разрушения.

Перечень структур, которые исследуются методами фрактальной геометрии, довольно широк. Например, фрактальная размерность неоднородного поверхностного слоя деталей из композиционных материалов определяется фрактальной размерностью компонента с наибольшей размерностью [119]. Размерность компонентов, входящих в композиционный материал с волокнистой структурой, определяется как

$$D = \frac{\log N}{\log(1/q)} = \frac{\ln N}{\ln(1/q)} = \frac{\ln N}{\ln(r)},$$

где N – количество частей волокна, которые попали в область разбиения поверхностного слоя; q – площадь каждой части разбиения.

С использованием метода фрактального формализма исследовались структуры пространственной самоорганизации сплавов Fe-Cr-Ni, Ni-Cr, Cu-Ni, Fe-Cr, V-Cr-Ti и чистых металлов Ti и Zn [120]. Твердое тело при облучении представляет собой простой случай открытой системы, так как материал находится под влиянием наружного потока энергии, а его состояние является неуравновешенным. Показано, что особые структуры, которые формируются после облучения, характеризуются инвариантностью на различных масштабных уровнях.

С применением анализа фрактальной размерности изучалась эволюция микро- и макроструктуры в зависимости от параметров лазерной обработки [121,122]. Переход от нано - к микро- макро-структурных уровней может быть перколяционным, который определяет переход материала в состояние, где взаимодействие между частицами (атомами) может быть описано в формализме формирования фрактального кластера.

Эволюция кластеров управляется как структурно чувствительными характеристиками – размером пор, величиной шероховатость

поверхности, а также самим процессом образования структуры, включая процессы коагуляции и рекристаллизации. В работе [123] топология субструктуры поверхности, полученной по технологии селективного лазерного спекания, была исследована методом растровой электронной микроскопии и сопоставлена с фрактальной размерностью.

Фрактальная геометрия нашла применение для количественного описания субструктур на разных масштабных и структурных уровнях деформации [124-126]. Такие многомасштабные структурные системы могут рассматриваться как суперансамбли, состоящие из иерархично подчиненных статистических ансамблей, которые, в свою очередь, содержат набор подансамблей. Фрактальная геометрия позволяет количественно описать указанные структуры. В работе [126] показано, что скопление дислокаций, образующих стенки ячеек, является фрактальной структурой, размерность которой сначала увеличивается от $D=1$ (равномерное распределение дислокаций) до $1 < D < 2$ (хрупкие скопления) и затем достигает $D=2$ (геометрические стенки ячеек) (рис. 1.14).

Фрактальный анализ тонкой дислокационной структуры монокристаллов меди дал четкие критерии отличия фрактальной структуры от нефрактальной [127].

В работе [192] показано, что при растяжении рельеф, сформированный на поверхности тонких наноструктурных пленок Ti, Cu, Ag, Pd, Au, осажденных на технически чистом армко-железе, титане, сталях Ст3 и 16X12B2Ф, относится к самоафинным фракталам.

При исследовании ДР композита карбид вольфрама - железомарганцевая сталь при нагружении сжатием обнаружено, что фрактальная размерность поверхности зависит от среднего расстояния между полосами локализованной деформации и размерными показателями кристаллической структуры [128]. В работе [129] рассматривался процесс дефекто- и трещинообразования, как образование диссипативной структуры, которая имеет фрактальную размерность и другие признаки фрактала.

Для ряда структур эффективным является применение концепции мультифрактала – комплексного фрактала, который может определяться не одним алгоритмом построения, а несколькими последовательными алгоритмами со своими фрактальными размерностями [130].

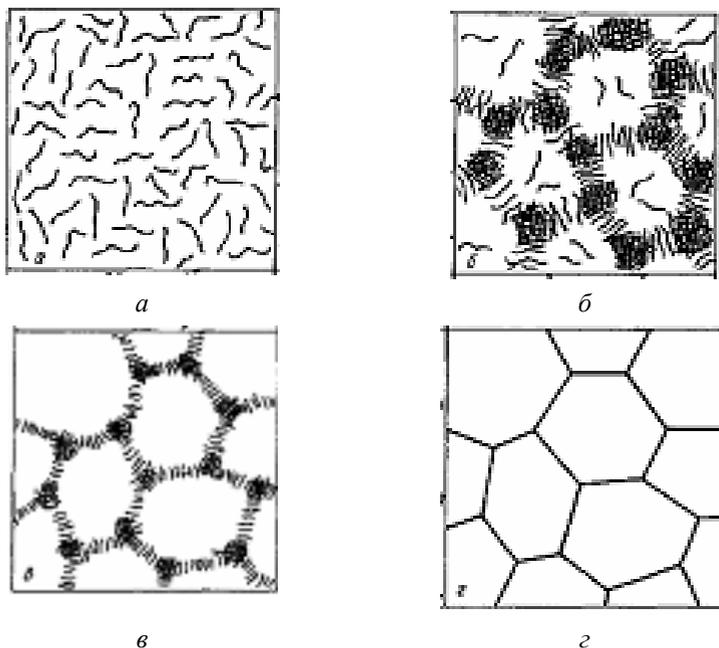


Рис. 1.14. Схема формирования ячеистой дислокационной структуры: хаотичное распределение дислокаций (а); образование дислокационных клубков (б) и рыхлых стенок (в); ячеистая структура (г) [126]

Фрактальную размерность полос скольжения исследовали в работе [131]. В качестве характерных размеров структур полос скольжения принималось расстояние между линиями скольжения и высоты ступенек скольжения. Для определения фрактальной размерности полос скольжения использовался также анализ изображений, полученных при различных увеличениях [132]. Этот метод был использован при изучении фрактальной природы скольжения в монокристаллах кадмия при комнатной температуре. Получено значение фрактальной размерности $D = 0,49 \pm 0,03$.

На ранних стадиях усталости макрополоса состоит из единичных параллельных полос, разделенных тонкими слоями матрицы с «островами» разорванной венной структуры (рис. 1.15) [133]. На поверхности кристалла при этом формируются интрузии и экструзии с перевесом последних при большом числе циклов нагружения.

В соответствии с моделью, градиент концентрации точечных дефектов по нормали к плоскости скольжения вызывает миграцию вакансий и массопереноса в макрополосу. Дополнительные напряжения релаксируют в процессе циклического упрочнения, что отображается на топографии поверхности образцов в виде характерных выступов, обрамленных тонкой структурой интрузий и экструзий.

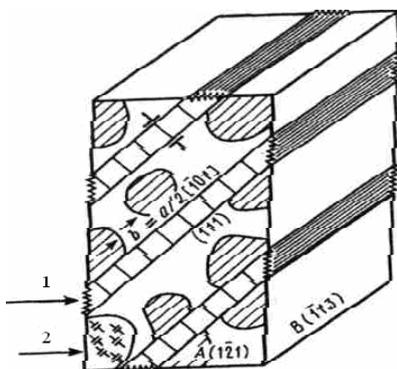


Рис. 1.15. Дислокационная структура кристалла после циклической деформации:
1- полосная, 2 – венная [133]

Далее активизируется вторичная система скольжения, обеспечивающая преобразование полосовой дислокационной субструктуры в ячеистую, что приводит к упрочнению материала внутри полосы, а также вызывает сокращение формирования точечных дефектов и ограничение их миграции на большие расстояния. Границы ячеек могут адсорбировать значительную часть подвижных дефектов. Изменения дислокационной субструктуры вызывают стабилизацию высоты выступов с ростом числа циклов нагружения.

Высота выступов в полосе связана с шириной макрополосы слабой линейной зависимостью. Допускается, что поверхность макрополосы самоподобна. Подобные закономерности рассмотрены и при моделировании многомасштабных процессов материкового разрушения [134], а именно – образование складок и перераспределение недеформированных зон.

Сложный рельеф устойчивых полос скольжения представляется в виде чередования экструзий и интрузий. Такое поведение характерно для «антиперсистентных» броуновских процессов [135]. «Устойчивость» структуры полос скольжения, которые формируются при циклическом нагружении, указывает на фрактальные свойства пластической деформации. Фрактальная размерность профиля поверхности с полосами скольжения находятся в пределах $1,5 < D < 2$. Конфигурация устойчивых полос скольжения отражает

неуравновешенность процесса пластической деформации, что вызывает необратимые изменения структуры и свойства материала.

В работах [136,137] аппарат фрактальной геометрии применен для количественного анализа ДР на поверхности монокристаллических сенсоров усталости. При этом формирование ДР рассматривается с позиций теории гидродинамической текучести кристаллов [138]. Считается, что полосы формируются вследствие гидродинамической текучести материала по каналам с жидкоподобной (некристаллической) структурой, в формировании которых основную роль играет самоорганизация вакансионных дефектов в механическом поле.

Приведенные данные о фрактальной природе самоорганизационных деформационных структур дают основания для проведения фрактального анализа ДР, который формируется на поверхности поликристаллических пластических металлов. Такой анализ должен быть направлен на обоснование наиболее эффективных, с точки зрения возможности определения накопленного усталостного повреждения, показателей фрактальности.

Фрактальная размерность кластеров ДР не может быть исчерпывающей характеристикой поверхностной структуры, которая формируется при усталости, потому что количественно описывает лишь форму кластеров. Однако, учитывая, что форма кластеров эволюционирует при их слиянии в процессе циклического нагружения, можно считать, что изменение фрактальных размерностей отражает процесс накопления повреждения. Деформационный рельеф может быть количественно описан комплексом характеристик, которые объединяет возможность применения единого инструментального метода компьютеризированного оптического контроля.

Процессы формирования ДР поверхности поликристаллического алюминия и эволюция его количественных параметров при циклическом нагружении будут описаны ниже.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Надежность* в технике. Термины и определения: ГОСТ 13377 – 75. – М.: Госстандарт СССР 1975. – 23 с.
2. *Метод* определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации. – М. : Минтранс, 1996. – 29 с.
3. *Goranson U.G.* Damage tolerance. Facts and fiction // Keynote Presentation Int. Conf. on Damage Tolerance of Aircraft Structure (Delft, The Netherlands, September 25, 2007). 2007. – 58 p.
4. *Boller C.* Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure // – Bangalore (India): Instit. of Smart Structures and Systems (ISSS), 2002. – 35 p.
5. *Handbook* for damage tolerant design (DTD Handbook) [Электронный ресурс] // AFGROW.net. – 2010. – Режим доступа: <http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/default.aspx>
6. *Schijve J.* Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated? // Int. J. Fatigue. – 2009. – Vol. **31**, 6. – P. 998 – 1011.
7. *Шанявский А. А.* Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. – Уфа, 2003. – 802 с.
8. *Handbook* for damage tolerant design (DTD Handbook) // AFGROW.net. / Section 3: Damage size characterizations. – 2010. – P. 3.0.1-3.0.3.
9. *Walker E.K., Ekvall J.C., Rhodes J.E.* Design for Continuing Structural Integrity // J. Eng. Mater. Technol. – 1980. – Vol. **102**, 1. – P. 32 – 39.
10. *Berens A.P., Hovey P.W.* Evaluation of NDE reliability characterization // Final report AFWAL-TR-81-4160. - University of Dayton, Dayton, Ohio, USA, 1981. - Vol. I. – P. 89.
11. *Handbook* for damage tolerant design (DTD Handbook) // AFGROW.net. / Section 3.1: NDI demonstration of crack detection capability. – 2010. – P. 3.1.1-3.1.28.
12. *Неразрушающий контроль: Справочник: В 8 т. / Под общ. ред. В.В. Клюева.* – 2-е изд., испр. – М.: Машиностроение, 2006.
13. *Handbook* for damage tolerant design (DTD Handbook) // AFGROW.net. / Section 1.3: Summary of Damage Tolerance Design Guidelines. – 2010. – P. 1.3.1-1.3.35.

14. *Mello Jr, A.W.S., Mattos D.F.V.* Reliability prediction for structures under cyclic loads and recurring inspections // *J. Aerosp. Techn. and Manag.* – 2009. – Vol.1, N2 – P. 201-209.
15. *Goranson U.G.* Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs // *Int. J. Fatigue.* – 1997. – Vol.20, N6. – P. 413-431.
16. *Игнатович С.Р., Бурау Н.И.* Надежность обнаружения трещин при неразрушающем контроле авиационных конструкций // *Дефектоскопия.* – 2013. – Вып. 49, № 5. – С. 69–76.
17. *Игнатович С.Р., Бурау Н.И., Хумарян Л.А.* Оценка достоверности контроля трещин в авиационных конструкциях // *Вісн. Тернопільськ. Нац. техн. університету* – 2013. – Т4(72), – С. 117-125.
18. *Болотин В.В.* Надежность обнаружения трещин и трещиноподобных дефектов // *Машиноведение.*–1984.–№2.–С.65 – 70.
19. *Broek D.* The practical use of fracture mechanics. – Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1988. – 522 p.
20. *Georgiou G.A.* Probability of Detection (PoD) curves. Derivation, applications and limitations / Research report 454, 2006. Jacobi Consulting Limited for the Health and Safety Executive. – 42 p.
21. *Yee B.G.W., Chang F.H., Couchman J.C.* Assessment of NDE reliability data // NASA-CR-134991,(Final Report),1975.–344 p.
22. *Berens A.P., Hovey P.W.* Evaluation of NDE reliability characterization // AFWAL-T9-81-416C, Vol.I . 1981.– 98 p.
23. *Вентцель Е.С. Овчаров Л.А.* Теория вероятностей и ее инженерные приложения. – М.: Наука, 1988. – 480 с.
24. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Бурау Н.И., Краснопольский В.С.* Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций // *Вісн. Тернопільськ. Нац. техн. університету: спец. випуск. Ч.2*, 2011 – С. 136-143.
25. *Болотин В. В.* Ресурс машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.
26. *Whittingham R. B.* The blame machine: why human error causes accidents. – Burlington: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004. – 288 p.

27. *Бурау Н.И., Аврутов В.В.* Мониторинг жизненного цикла авиационной техники: проблема и основные пути ее решения // Мат. 14 межд. конф. «Современные методы и средства неразрушающего контроля и технической диагностики», (Ялта, Украина, октябрь 13-18, 2006). – УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2006. – С. 18-19.
28. *Chang F.-K.* Structural health monitoring: advancements and challenges for implementation. – Pennsylvania: DEStech Publications, Inc., 2005. – 1886 p.
29. Airbus and Boeing back structural monitoring / Flight global. Aircraft. – Режим доступа:
<http://www.flightglobal.com/articles/2007/02/20/212184/airbus-and-boeing-back-structural-monitoring.html>
30. *Speckmann H., Roesner H.* Structural Health Monitoring: a contribution to the intelligent aircraft structure // Proc. 9th European NDT Confer. (ECNDT), 25-29 Sept., 2006, Berlin, Germany.
31. *Bartelds G.* Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a European viewpoint // NLR TP 97489: National Aerospace Laboratory – Amsterdam, 1997. – 13 p.
32. *Boller C., Buderath M.* Fatigue in aerostructures – where structural health monitoring can contribute to a complex subject. // Philos. Transact. Royal Soc. – Режим доступа:
<http://rsta.royalsocietypublishing.org/content/365/1851/561.full>.
33. *Staszewski W.* Monitoring on-line integrated technologies for operational reliability – MONITOR // Air and Space Europe. – 2000. – V.2, N4 – P. 67-72.
34. *Парамонов Ю.М.* Источники информации индивидуального расхода ресурса. Учебное пособие для ВУЗов ГА / – Рига: – 1980.–78 с.
35. *Власенко Н.И., Зинченко О.Я., Колочко В.Н.* Интегральная программа образцов-свидетелей для энергоблоков АЭС Украины // Вопросы атомной науки и техники. – 2005. – № 5. – С.76-79.
36. *Клейнхоф М.А., Павелко В.П., Павелко И.В., Тимошенко Ю.М.* Индикатор внутрних тріщин в авіаконструкціях з множинними концентраторами напружень // Авіа-2001. Вид. НАУ. Т.1. – С. 03.49-03.52.

37. *Белайчук А.К., Слепечец Е.Н., Якобсон И.В.* Некоторые результаты совместных испытаний индикаторов и крыла транспортного самолета // Прочность, надежность и долговечность конструкций, надежность и ресурс конструкций планера ЛА. /Ред. К.Д. Миртова. Межвуз. сб. научн. трудов. – № 1, ч.2. – Рига. – 1974. – С.94-95.
38. *Михайлов В.Е.* Способ определения скорости развития повреждений в конструкции. Авт. свидетельство СССР. – № 962792,– кл. G 01. – № 3/32. Институт физико-технических проблем Севера СО АН СССР. – 1987.
39. *Белайчук А.К., Миртов К.Д., Слепечец Е.Н.* О совместных испытаниях индикаторов и образцов конструкций // Прочность, надежность и долговечность конструкций, надежность и ресурс конструкций планера ЛА. Под ред. К.Д. Миртова. Межвуз. сб. научных трудов. – № 1, ч.2. – Рига. – 1974. – С.62-69.
40. *Badcock R.A., Fernando G. F.* An intensity based optical fibre sensor for fatigue damage detection in advanced fibre reinforced composites // J. Smart Mater. and Struct. – 1995. – № 4, – P.223-230.
41. *Zetterlind V.E., Watkins S.E., Spoltman M.W.* Feasibility study of embedded fiber-optic strain sensing for composite propeller blades // Proc. SPIE Smart Struct. Mater.: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, vol. 4332, Newport Beach, CA, Mar. 4–8, – 2001. – P. 143-152.
42. *Scott W.* Patent No 4015465 US, International Classes: G01B11/16; G01N3/06; G01N3/00; G01B11/18; G01N3/00, Color displaying fatigue sensor. March 31, 1975. Publication Date: 04/05/1977.
43. *Тютрин С.Г.* Экспериментальное исследование влияния клеевой прослойки на работу металлопокрытия или датчика усталости // Изв. Челябинск. научн. центра УрО РАН. – 2007. – № 2 – С. 92-94.
44. *Kato Akira.* Fatigue sensor using diffusion of a laser light. Method for Fatigue Life Estimation // Oryoku. Hizumi Sokutei to Kyodo Hyoka Shinpojiumu Koen Ronbunshu. – 2001. – Vol.34. – P. 33-38.

45. *Harting D.R.* The S/N Fatigue-Life Gage: A Direct Means of Measuring Cumulative Fatigue Damage // *Exper. Mech.* – 1966, Vol. 6, Is. 2, P 19A-24A.
46. *Eeles E.G., R.C.Thurston.* An exploratory evolution of the fatigue life gauge // *Eng T. – Trans Eng.Inst.Canada.* – 1969. – Vol.52, № 3. – P. 12-15.
47. *Добромыслов Н.Н., Набойщиков С.М.* Применение датчиков повреждения для восстановления характеристик силовых нагрузок // *Пробл. прочн.* – 1984. – № 11. – С.88-93.
48. *Blackburn E.J.* Direct measurement of fatigue damage in aircraft // *Intern. J. Experim. Mec.* – 1971. – Vol. 7, Is. 1. – P.25-30.
49. *Султонов Ш.Д.* Зависимость электропроводности композитных пленок $(\text{VixSb1-x})_2\text{Te3}$ от частоты переменного тока. Влияние циклических деформаций // *Матер. 28 Меж. конф. “Композиционные материалы в промышленности”.* Ялта, (Крым). – 2008. – С. 501-504.
50. *Атакулов Б., Абдуллаев Э.А., Ахмедов М.М., Юлдашев Н.Х.* Получение и исследование состава, структуры и тензометрических свойств полупроводниковых пленок $(\text{VixSb1-x})_2\text{Te3}$ // *Рус. Деп. В ВИНТИ Дек.* –1986. – № 10985.
51. *Абдуллаев Э.А., Султонов Ш.Д., Юлдашев Н.Х.* Эффект пьезосопротивления в халькогенидах свинца и висмута. Часть II. – Фергана: «Фергона», 2006. – 118 с.
52. *Dallu T.W., Panizza G.A.* Conductive polymers as fatigue-damage indicators // *Exp.Mech.*–1972. – V.12, №3. – P.124-129.
53. *Даниленко В.Н.* Датчик регистрации разрушения конструкций // *Пробл. Прочн.* – 1981. – № 9. – С.114-115.
54. *Верховин Л.Г., Кордонский Х.Б., Лолманов Г.С., Мулкиджанов И.К.* А.с. 666468 СССР, М.кл². G 01 N 3/32 (СССР). – № 2389690/25-28; Заявл. 21.07.76; Оpubл. 05.06.79, Бюл. № 21. – 3 с.
55. *Белайчук А.К., Миртов К.Д., Несстеренко Г.И., Рифтин С.Г.* А.с. № 918816 СССР, М.кл³. G 01 N 3/32 (СССР). – № 2789943/25-28; Заявл. 11.07.79; Оpubл. 07.04.82, Бюл. № 13. – 4 с.
56. *Григорьев Н.В., Коршунова Г.Д.* А.с. № 938093 СССР, М.кл³. G 01 N 3/32 (СССР).–№ 3228527/25-28; Заявл.29.12.80; Оpubл.23.06.82, Бюл.№ 23.– 2с.

57. *Белов В.М., Перельман Б.С., Попов Н.Ф., Черешня Ф.Р.* А.с. № 1019282 А СССР, кл. G 01 N 3/32 (СССР). - № 3343271/25-28; Заявл. 12.02.82; Оpubл. 23.05.83, Бюл. № 19. – 3 с.
58. *Михайлов Ю.Г., Елгаев Н.А.* А.с.№ 1104385 СССР, кл. G 01 N 3/32(СССР).–№ 3320446/25-28; Заявл.17.03.83;Оpubл.23.07.84, Бюл. № 27.– 1с.
59. *Scott W.* Пат. 4015465 США, МКИ G 01 N 3/00. Color Displaying Fatigue Sensor: Пат. 4015465 США, МКИ G 01 N 3/00 (США). – Оpubл. 05.04.77, НКИ 73-91. – 3 с.
60. *Кочаров Э.А., Рудь В.И.* А.с. 939996 СССР, М.клЗ. G 01 N 3/32 (СССР). – № 2982689/25-28; Заявл. 12.09.80; Оpubл. 30.06.82, Бюл. № 24. – 3 с.
61. *Rajic N., Tsoi K.* Methods of Early Fatigue Detection / DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory (DSTO-NT-0059).–Melbourne, 1996.– 31p.
62. *Иванова В.С, Терентьев В.Ф.* Природа усталости металлов. – М.: Металлургия, 1975. – 456 с.
63. *Терентьев В.Ф.* Усталостная прочность металлов и сплавов. – М.: Интермет Инжиниринг, 2002. – 288 с.
64. *Иванова В.С.* Усталостное разрушение металлов. – М.: Металлургиздат, 1963.- 272 с.
65. *Панин В.Е.* Основы физической мезомеханики // Физ. Мезомеханика. – №1. – 1998. – С. 5-22.
66. *Иванов В.Н.* Синергетическая дислокационная теория деформирования - разрушения металлов и металлических композиционных материалов и сквозная многоуровневая методика ее численной реализации на ЭВМ. 1. Общая физическая модель деформирования-разрушения металлических монокристаллов // Структурно-механическое исследование композиционных материалов и конструкций. – Свердловск: УНЦ АН СССР, 1984. – С. 62-73.
67. *Игнатович С.Р.* К вопросу о статистической природе пластического деформирования // Пробл. прочности. – 1996. – № 4. – С. 99-108.
68. *Игнатович С.Р.* Статистическое моделирование множественного разрушения конструкционных материалов: дис. ... докт. техн. наук: 01.02.06. – К., 1993. – 520 с.

69. *Екобори Т.* Научные основы прочности и разрушения материалов. – Киев: Наук. думка, 1978. – 352 с.
70. *Хоникомб Р.* Пластическая деформация металлов. – М.: Мир, 1972. – 390 с.
71. *В.А. Лихачев, В.Е. Панин, Е.Э. Засимчук и др.* Кооперативные деформационные процессы и локализация деформаций. – Киев: Наук. думка, 1989. – 320 с.
72. *Владимиров В.И.* Коллективные эффекты в ансамблях дефектов // Вопросы теории дефектов в кристаллах. – Л.: Наука, 1987. – С. 43-57.
73. *Головин С.А., Пушкар А.* Микропластичность и усталость металлов. – М.: Metallургия, 1980. – 240 с.
74. *Старцев В.И.* Пластичность и прочность металлов и сплавов при низких температурах. – М.: Metallургия, 1975. – 328 с.
75. *Владимиров В.И.* Физическая природа разрушения металлов. – М.: Metallургия, 1984. – 280 с.
76. *Моисеев В.Ф., Горная И.Д.* Пластическая деформация поликристаллов. Сообщ. 1. Деформационная модель зернограничного упрочнения // Пробл. прочности. – 1989. – № 3. – С. 50-56.
77. *Ступанов А.В.* Основы практической прочности кристаллов. – М.: Наука, 1974. – 342 с.
78. *Бетехтин В.И., Владимиров В.И., Кадомцев А.Г., Петров А.И.* Пластическая деформация и разрушение кристаллических тел. Сообщ. 2. Деформация и развитие микротрещин // Пробл. прочности. – 1979. – № 8. – С. 51-57.
79. *Скуднов В.А., Виноградова В.Е.* О взаимосвязи пластической деформации и разрушения стали Н18К9М5Т // Пробл. прочности. – 1982. – № 1. – С. 85-90.
80. *Бетехтин В.И., Владимиров В.И., Кадомцев А.Г., Петров А.И.* Пластическая деформация и разрушение кристаллических тел. Сообщ.1. Деформация и развитие микротрещин // Пробл. прочности. 1979. – № 7. – С. 38-45.
81. *Приемский Н.Д., Романов А.Е.* Характеристические масштабы пластической деформации // Дисклинация. Экспериментальное исследование и теоретическое описание. – Л.: ЛФТИ, 1982. – С. 130-145.

82. *Владимиров В.И.* Физическая теория пластичности и прочности: Дефекты кристаллической решетки. – Л.: ЛПИ, 1973. – Ч.1. – 120с.
83. *Владимиров В.И., Романов А.Е.* Дисклинации в кристаллах. – Л.: Наука, 1986. – 224с.
84. *Владимиров В.И.* Характеристические масштабы процесса разрушения // Циклическая вязкость разрушения металлов и сплавов. М.: Наука, 1981. – С. 39-45.
85. *Журков С.Н.* К вопросу о физической основе прочности // Физика твердого тела. – 1980. – 22, № 11. – С. 3344-3349.
86. *Баренблатт Г.И., Ботвина Л.Р.* Методы подобия в механике и физике разрушения / Г.И. Баренблатт, // Физико-хим. механ. матер. – 1986. – № 1. – С. 57-62.
87. *Владимиров В.И.* Физическая теория пластичности и прочности: Точечные дефекты. Упрочнение и возврат. – Л.: ЛПИ, 1975. – Ч. 2. – 152 с.
88. *Рыбин В.В., Зисман А.А., Жуковский И.М.* Образование микротрещин в условиях развитой пластической деформации // Пробл. Прочности. – 1982. – № 12. – С. 10-15.
89. *Одинг И.А., Либеров Ю.П.* Накопление дефектов и образование субмикротрещин при статическом растяжении арможелеза // Изв. АН СССР. Metallургия и горное дело. – 1964. – № 1. – С. 113-119.
90. *Бетехтин В.И., Владимиров В.И.* Кинетика микроразрушения кристаллических тел // Проблемы прочности и пластичности твердых тел. – Л.: Наука, 1979. – С. 142-154.
91. *Березина Т.Г., Лепехин А.З.* Взаимосвязь процессов деформирования и разрушения при ползучести перлитных теплоустойчивых сталей // Пробл. прочности. – 1984. – № 7. – С. 40-46.
92. *Ботвина Л.Р., Баренблатт Г.И.* Автомодельность накопления повреждаемости // Пробл. прочности. – 1985. – №12. – С. 17-24.
93. *Черепанов Г.П.* Механика разрушения и кинетическая теория прочности // Пробл. прочности. – 1989. – № 11. – С. 3-8.
94. *Васютин А.Н.* Распространение физически коротких усталостных трещин и долговечность элементов конструкций. Сообщ. 1 и 2 // Пробл. прочности. – 1990. – № 9. – С. 3-11.

95. *Немец Я.* Развитие усталостных трещин // Пробл. прочности. – 1988. – № 7. – С. 9-18.
96. *Владимиров В.И., Орлов А.Н.* Энергия активации зарождения микротрещин в голове скопления дислокаций // Физика твердого тела. – 1969. – 11, № 2. – С. 370-377.
97. *Darrell F. Socie.* Fatigue and Fracture / [Электронный ресурс] Department of Mechanical Science and Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign. – 2011. – Режим доступа: http://fcp.mechse.illinois.edu/media/pdfs/02_fundamentals.pdf
98. *Thompson N., Wadsworth N.J., Louat N.* The origin of fatigue fracture in copper // Phil.Mag. – 1956. – Vol.1. – P.113-125.
99. *Li S. X., Li Y., Li G. Y. и др.* The early stages of fatigue and evolution of persistent slip bands in a copper single crystal // Philosophical Magazine – A, – 2002. – Vol. 82, № 5. – P. 867-883.
100. *Roberts W.N.* Persistent slip bands in fatigued copper // Philosophical Magazine. – 1969. – Vol. 20, Is. 166. – P. 675-686.
101. *Kuhlman Wilsdorf D., Nine I.D.* Striations on copper single crystals subjected to torsion fatigue. II. On the mechanism of fatigue striation formation and fatigue failure at low strain amplitudes // J. Appl. Phys. – 1967. – V. 38, № 4. – P.1683-1693.
102. *Lukas P., Klesnil M.* Dislocation structures in fatigued Cu-Zn single crystals // Physical status solidi. – 1970. – V. 37, № 2. – P. 833-842.
103. *Горицкий В.М., Иванова В.С., Орлов Л.Г.* Особенности дислокационной структуры армко-железа в многоцикловой области усталости // Физика металлов и металловедение. – 1973. –Т. 35, Вып. 6. – С. 1291-1298.
104. *Woods P.J.* Low-amplitude fatigue of copper and copper – 5 at % Al single crystals // Phil. Mag. – 1973. –V. 28. – P. 155-191.
105. *Grego V., Kratochvil J., Saxlová M.* Width and density of persistent slip bands as a consequence of deformation mesostructure // 2nd European Mechanics of Materials Conference on Mechanics of Materials with Intrinsic Length Scale : Physics, Experiments, Modelling and Applications, J. Phys. IV (France 08) – 1998. – P. 8.181-8.188.
106. *Polák J., Lepistö T., Kettunen P.* Surface topography and crack initiation in emerging persistent slip bands in copper single crystals // Mater. Science and Engin. – V.74, Is.1. – 1985. – P. 85-91.

107. *Polak J., Degallaix S., Degallaix G.* The role of cyclic slip localization in fatigue damage of materials // Journal de Physique IV Colloque C7, supplement au Journal de Physique 111, Vol. 3. – 1993. – P. 679-684.
108. *Forsyth P.J. E.* Exudation of material from slip bands at the surface of fatigued crystals of an aluminium–copper alloy // Nature . – 1953. – № 171. – P.172-173.
109. *Guichon G., Chocois J., Esnouf C., Fougeres R.* Study of dislocation structure in polycrystalline pure aluminium strained under fatigue conditions // Fatigue'84. – Birmingham. – 1984. – Vol.1 – P. 31-40.
110. Атомный механизм разрушения / Пер. с англ. М.: Металлургиздат, – 1963. – 660 с.
111. *Малыгин Г.А.* Моделирование деформационного рельефа поверхности пластически деформируемого кристалла // Физика тв. тела. – 2007. –Т.49, вып.8, – С.1391-1397.
112. *Панин В.Е., Гриняев Ю.В., Елсукова Т.Ф., Иванчин А.Г.* Структурные уруни деформации твердых тел. / В.Е. Панин, // Изв. вузов. Физика. – 1982. – № 6. – С.5-27.
113. *Миркин Л.И.* Физические основы прочности и пластичности. – М.: – МГУ, – 1968. – 537 с.
114. *Хирт Дж. Лоте И.* Теория дислокаций. – М.: Атомиздат, 1972. – 600 с.
115. *Лычагин Д.В., Старенченко В.А., Соловьева Ю.В.* Классификация и масштабная иерархия структурных элементов деформации ГЦК-монокристаллов //Физич. мезомех. – 2005. – Т. 8, № 6. – С. 67-77.
116. *Мандельброт Б.* Фрактальная геометрия природы. – М.: Институт компьютерных исследований, 2002. – 656 с.
117. *Иванова В.С. Кузеев И.Р., Закирничная М.М.* Синергетика и фракталы. Универсальность механического поведения материалов. – Уфа: Изд-во УГНТУ, 1998. – 368 с.
118. *Кузнецов П.В., Петракова И.В., Шрайбер Ю.* Фрактальная размерность как характеристика усталости поликристаллов металлов // Физич. мезомех. – 2004. – Т.7. – С.389-392.
119. *Залевська О.В.* Фрактальна розмірність структури поверхневого шару де-талей з композитних матеріалів // Праці ТДАТУ. – Вип.4. – Т.49. – С.139-142.

120. Куликова Н.В., Хмелевская В.С., Бондаренко В.В. Самоподобие на разных масштабных уровнях в облученных металлических материалах // Прикладные задачи нелинейной теории колебаний и волн, из-во ВУЗов, «ПНД», – Т.18, – № 3. – 2010. – С.70-84.
121. Харанжевский Е.В., Ипатов А.Г. Структура и топография поверхностных слоев, полученных лазерным высокоскоростным спеканием порошков Fe-C-Ni, Fe-C-Cu // Вестник Удмуртского Университета. – 2010. – Вып. 1. – С.74-83.
122. Glass H.J., Fractal characterization of the compaction and sintering of ferrites // Mater. Charact. – 2001. – Vol. 47, № 1. – P. 27-37.
123. Shishkovsky I. Nanostructural self-organization under selective laser sintering of exothermic powdermixtures // Appl. Surf. Sc. – 2009. – Vol. 255. – P. 5565-5568.
124. Панин В.Е., Лихачев В.А., Гриняев Ю.В. Структурные уровни деформации твердых тел. – Новосибирск: Наука, – 1985. – 230 с.
125. Иванова В.С. Синергетика и усталостное разрушение металлов. – М.: Наука, – 1989. – 246 с.
126. Панин В.Е., Гриняев Ю.В., Данилов В.И. и др. Структурные уровни пластической деформации и разрушения. – Новосибирск: Наука, – 1990. – 255с.
127. Zaiser M., Bay K., Nöhner P. Fractal analysis of deformation-induced dislocation patterns // Acta Mater. – 1999. – Vol.47. – Is.8. – P. 2463-2476.
128. Кульков С.Н., Миронов Ю.П. Фрактальная размерность поверхности при деформационном мартенситном превращении в никелиде титана // ЖТФ. – 2004. – Том 74. – Вып. 4. – С. 129-132.
129. Акустическая эмиссия развивающихся дефектов с точки зрения синергетики и теории фракталов: труды Четвертого международного междисциплинарного симпозиума «Фракталы и прикладная синергетика», (Москва, октябрь 12-13, 2005). Институт металлургии и материаловедения им. А.А.Байкова АН России. – М.: Интеркотанкт. Наука, 2005. – С.64.

130. *Божокин С. В., Паршин Д.А.* Фракталы и мультифракталы. – Ижевск: РХД, 2001. – 128 с.
131. *Kleiser T., Bocek M.* The fractal Nature of slip in crystals // *Z. Metallkde.* – 1986. – Bd. 77. – Н. 9. – P. 582-587.
132. *Sprusil B., Hnilica F.* Fractal character of slip lines of Cd single crystals // *Czech. J. Phys.* – 1985. – Vol. 35. – P. 897-900.
133. *Walgraef D., Aifantis E.C.* On the formation and stability of dislocation pattern. III. Three-dimensional considerations // *Int. J. Eng. Sc.* – 1985. – № 23. – P.1365–1372.
134. *Иванова В.С.* Синергетика: прочность и разрушение металлических материалов. – М.: Наука, 1992. – 155 с.
135. *Федер Е.* Фракталы. – М.: Мир, 1991. – 261 с.
136. *Засимчук Е.Э., Гордиенко Ю.Е., Гонтарева Р.Г.* Физическое обоснование возможности использования монокристаллических сенсоров для анализа деформационной повреждаемости элементов конструкций // *Пробл. прочн.* – 2006. – № 2. – С.93-104.
137. *Засимчук Е.Э., Гордиенко Ю.Е., Гонтарева Р.Г. и др.* Фрактальные свойства поверхностного рельефа монокристаллов алюминия при их совместном нагружении с образцами из сложнолегированных сплавов // *Металлофизика. Новейшие технологии.* – 2002. – № 24 (311). – С.1561-1571.
138. *Засимчук Е.Э., Гордиенко Ю.Е., Засимчук В.И.* К вопросу о возможности пластического формоизменения кристалла путем гидродинамического течения по каналам с жидкоподобной структурой // *Металлофизика. Новейшие технологии.* – 2002. – № 9. – С.1161-1176.

Глава 2. ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА НА ПОВЕРХНОСТИ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

2.1. Регистрация деформационного рельефа на поверхности плакируемых алюминиевых сплавов

На поверхности металлических материалов при циклическом нагружении проявляются полосы скольжения, экструзии, интрузии, следы ротационных процессов. Эти признаки микропластической деформации формируют ДР поверхности, который, как уже отмечалось, отображает усталостное повреждение поверхностного слоя. Наиболее явственно признаки ДР проявляются при нагружении пластичных материалов с относительно низким пределом текучести. К таким материалам относится технически чистый алюминий ($\sigma_{0,2} = 30$ МПа), который при нанесении на поверхность конструкции в виде плакирующего слоя будет подвергаться более интенсивному пластическому деформированию по сравнению с материалом конструкции. Таким образом, при регистрации ДР на поверхности алюминиевого слоя становится возможным проводить качественную и количественную оценку истории нагружения и поврежденности КЭ. Наличие ДР приводит к локальному изменению рассеивания света на деформированных участках поверхности и появлению выделяющихся зон (обычно более темных на фоне равномерно отражающей свет поверхности) и, что дает возможность регистрировать изменение состояния поверхности с использованием оптических и оптоэлектронных средств наблюдения. Рассмотрим данную проблему более подробно.

2.1.1. Признаки деформационного рельефа, выявляемые средствами оптической микроскопии

ДР формируется на поверхности плакирующего слоя конструктивных алюминиевых сплавов при напряжениях, соответствующих нагружению КЭ в эксплуатации. Концентрация напряжений обуславливает первоочередное формирование рельефа вблизи заклепочных отверстий (рис. 2.1), клееварных точек (рис.2.2) – мест потенциального образования разрушений.



Рис. 2.1. ДР на поверхности сплава Д16АТ у отверстия под заклепку

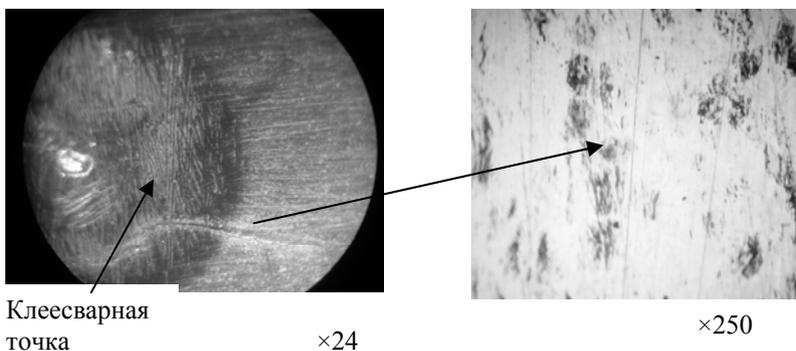


Рис. 2.2. ДР вблизи клееварной точки

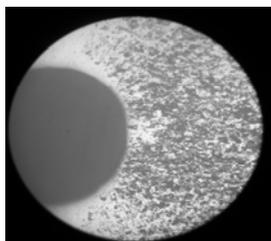
ДР проявляется на нескольких масштабных уровнях. С помощью оптической микроскопии можно наблюдать признаки рельефа на мезо- и макроуровне (рис.2.3).

ДР проявляется на локальных участках поверхности. При эксплуатационных уровнях деформаций и напряжений рельеф наблюдается главным образом вблизи концентраторов напряжений.

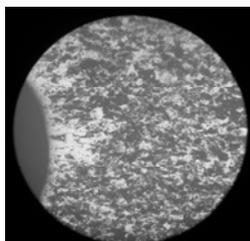
С увеличением циклической наработки насыщенность ДР на поверхности увеличивается (рис.2.4).

Анализ ДР, показанного на рис.2.4, позволяет выявить характерные для процесса усталости металлов поверхностные дефектные структуры: полосы скольжения, экструзии, интрузии.

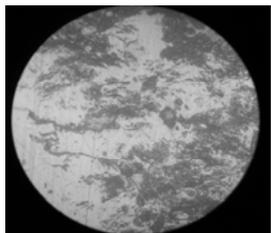
Доля полос скольжения, которые можно контролировать оптическими средствами, в процессе циклической наработки уменьшается. Доминирующими компонентами рельефа с увеличением наработки становятся экструзии и интрузии.



a

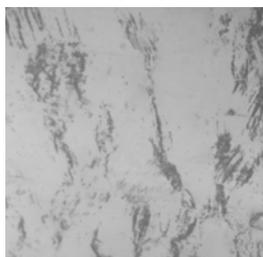


б



в

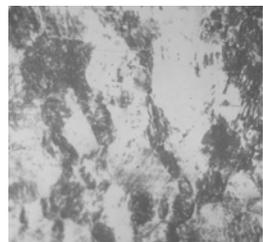
Рис.2.3. Изображение ДР на поверхности сплава Д16АТ вблизи отверстия диаметром 1,0 мм при различном увеличении: $\times 24$ (*a*); $\times 50$ (*б*); $\times 200$ (*в*).



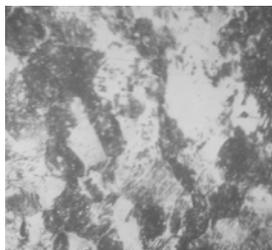
a



б



в



г

Рис.2.4. Эволюция ДР на поверхности сплава Д16АТ при различных значениях циклической наработки: $N = 3 \cdot 10^4$ циклов (*a*); $N = 1 \cdot 10^5$ (*б*); $N = 2 \cdot 10^5$ (*в*); $N = 4 \cdot 10^5$ (*г*) ($\times 350$).

ДР формируется в отдельных кристаллитах (зернах). Склонность кристаллита к формированию рельефа поверхности определяется кристаллографической ориентацией [1].

Размер кластеров рельефа определяется размером кристаллитов. Отличия в размере кластеров объясняются разницей в размере зерен исследуемых сплавов.

Особенные признаки рельефа, доля полос скольжения, экструзий или интрузий в общем объеме элементов ДР, могут быть объяснены особенностями начальной, неповрежденной структуры, технологическими аспектами, формированием особенной текстуры прокатки. Однако этот вопрос остается за пределами представленной работы и требует специального исследования.

Как видно из представленных фотографий (рис.2.4), относительная часть поверхности с признаками ДР увеличивается в процессе циклического нагружения. Важным является также то, что во всех проведенных наблюдениях не было отмечено случая, чтобы признаки рельефа поверхности исчезали на любой стадии усталости, или уменьшалась их насыщенность. Это указывает на монотонность эволюции рельефа, что чрезвычайно важно для рассмотрения его параметров как показателей накопленного повреждения в задачах мониторинга технического состояния конструкций.

Следует отметить также и то, что постепенное увеличение относительной площади с признаками микропластической деформации в процессе циклического нагружения приводит к объединению кластеров и соответствующему изменению их формы.

Очевидной является необходимость обоснования объективных показателей интенсивности ДР как характеристик накопленного усталостного повреждения. Решение этой задачи с применением традиционной геометрии и фрактальной геометрии будет показано ниже.

2.1.2. Исследования деформационного рельефа методом интерференционной профилометрии

Изображение ДР, полученное с использованием метода оптической микроскопии, показывает наличие признаков локального пластического деформирования на площади поверхности – в двухмерном (плоском) измерении. Эту информацию можно трактовать как 2D изображение. В то же время, в п. 1.3.2 настоящей работы было

показано, что при пластическом деформировании формирование рельефа поверхности связано с эволюцией дислокационной структуры и соответствующим образованием полос скольжения, экструзий, интрузий, а также ротацией структурных элементов (рис.1.12). Данные процессы проявляются как в двумерном измерении, так и в направлении, перпендикулярном к плоскости поверхности – в трехмерном измерении. Если 2D изображение, полученное с помощью оптической микроскопии, дает информацию о насыщенности площади поверхности следами ДР, то по 3D изображению можно количественно описать еще и топографию поверхности – высоту и шаг неровностей, распределение выступов и другие топографические параметры рельефа.

В настоящее время существуют достаточно эффективные методы бесконтактного исследования топографии поверхности в микро- и нанометровом размерном диапазоне. Это сканирующая электронная, туннельная, атомно-силовая и конфокальная микроскопия, оптическая и лазерная интерферометрия [2]. С позиций быстродействия, размеров регистрируемых параметров и простоты использования для регистрации рельефа поверхности перспективным является метод интерференционной профилометрии.

Оптические интерференционные профилометры построены на принципе регистрации интерференции от совмещения световых пучков, один из которых отражается от поверхности, а второй – от образцового зеркала профилометра [3]. В результате интерференции образуются темные и светлые полосы, которые связаны с разностью высот неровностей на поверхности. Использование автоматизированной системы управления зеркалом и применение видеокамеры с ПЗС-матрицей позволяет строить топографию исследуемого участка.

Данный метод является эффективным для исследования рельефа поверхности, а также повреждений, связанных с эрозией и износом поверхности [4]. С помощью средств интерференционной профилометрии можно измерять шероховатость в широком размерном диапазоне [2,4], а также количественно определять параметры топографии поверхности. Им присуща высокая скорость сканирования (порядка 10 мкм/с) и достаточная чувствительность (разрешение по вертикали 0,1 нм). Интерференционные профилометры способны измерять трехмерный профиль поверхности в широком

диапазоне значений высот неровностей (от 1 до 5000 мкм) на достаточно приемлемых площадях поверхности (от 50×50 мкм до 100×100 мм) [2].

На кафедре конструкции летательных аппаратов НАУ разработаны и изготовлены интерференционные профилометры «Микрон-альфа» (на базе интерферометра МИИ4) и «Микрон-бетта» (на базе оптического микроскопа), с помощью которых проводились исследования топографии поверхности в нанометровом и микрометровом диапазонах (рис.2.5) [5-9]. Данные приборы использовались для изучения процессов микропластического деформирования поверхности путем автоматизированной регистрации с высокой разрешающей способностью изменений микрорельефа в процессе циклического нагружения.

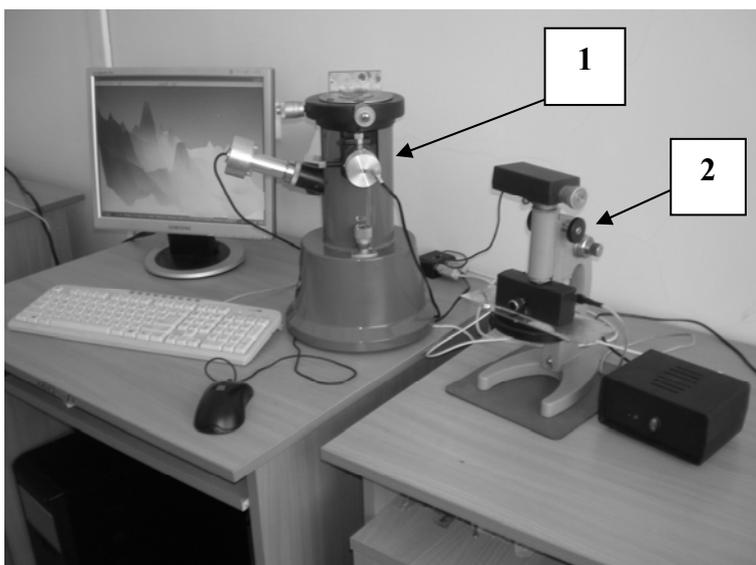


Рис. 2.5. Внешний вид интерференционных профилометров «Микрон-альфа» (1) и «Микрон-бетта» (2)

Программное обеспечение интерференционных профилометров позволяет:

- выбирать необходимый для исследования участок на поверхности;

- выводить на экран монитора изображение участка;
- автоматически устанавливать границы сканирования по высоте и дискретность шага;
 - регистрировать топографию поверхности, а также профилограмму по выбранной на поверхности линии;
 - фильтровать данные с управляемой аппроксимацией;
 - математическими методами устранять наклон установки образца по всей поверхности;
 - выводить трехмерное изображение поверхности с возможностями управления цветопередачей, боковым освещением, масштабом, размерностью и т.п.;
 - вычислять параметры шероховатости по любым направлениям;
 - хранить и передавать результаты в другие программные редакторы;
 - автоматически выполнять самонастройку с помощью зеркальной поверхности.

Таким образом, интерференционный профилометр позволяет получить как качественные, так и количественные характеристики ДР.

В проведенных исследованиях регистрация ДР осуществлялась на площадке поверхности с размером 225×170 мкм, примыкающей к отверстию в зоне действия концентрации напряжений. Цифровой камерой, входящей в состав профилометра, регистрировалось оптическое изображение поверхности со следами ДР, производилась цифровая обработка полученного изображения, строилась 3D топография исследуемой поверхности (рис.2.6). При контроле определялась площадь, занятая следами ДР, шероховатость и локальные микропластические деформации исследуемой поверхности.

Вполне очевидно, что поцикловое изменение рельефа контролируемой площадки должно приводить к увеличению площади поверхности и, следовательно, к ее пластической деформации. Для количественной оценки такой деформации необходимо определять величину площади поверхности на каждом этапе циклической нагрузки.

Для определения площади поверхности контролируемого участка использовался трехмерный массив данных, который формировался из матрицы размером 320×240 ячеек (рис. 2.7) [10-12].

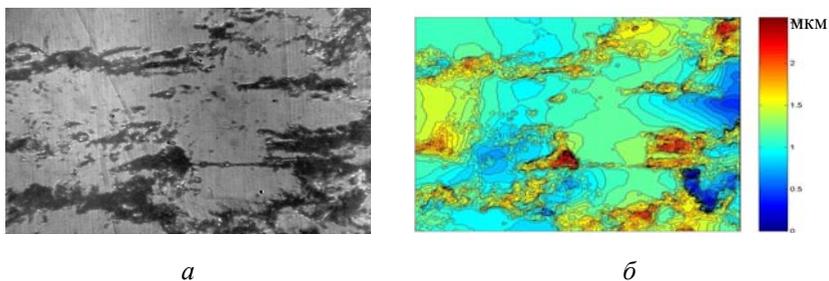


Рис.2.6. Цифровая фотография ($\times 500$) (а) и 3D топография (б) участка поверхности со следами ДР

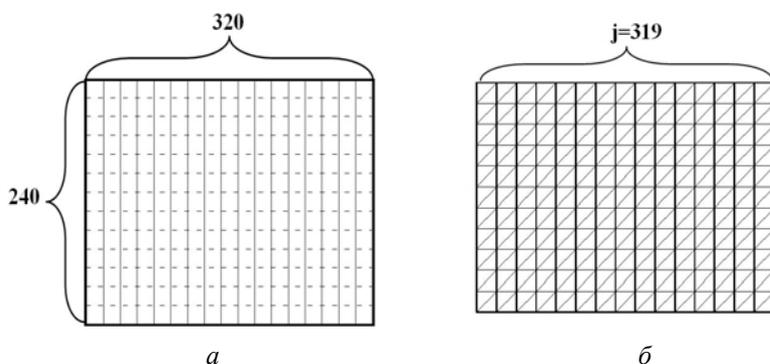


Рис. 2.7. Разбивка контролируемой площадки поверхности для определения шероховатости (а) и пластической деформации (б)

Каждой ячейке этого массива соответствует значение высоты рельефа z_i . При соединении этих точек между собой формируется сетка из плоских треугольников, которая является приближением исследуемой поверхности (рис. 2.8).

Трехмерное представление изменения рельефа поверхности контролируемой площадки в виде сетки плоских треугольников показано на рис.2.9.

Площадь поверхности определялась суммированием площадей треугольников. Площадь каждого треугольника рассчитывалась по значениям высоты рельефа в соседних узлах сетки (z_i), а суммирование этих площадей осуществлялось по 319 полосам, каждая из которых состоит из 240 ячеек и имеет длину 170 мкм (рис.2.7):

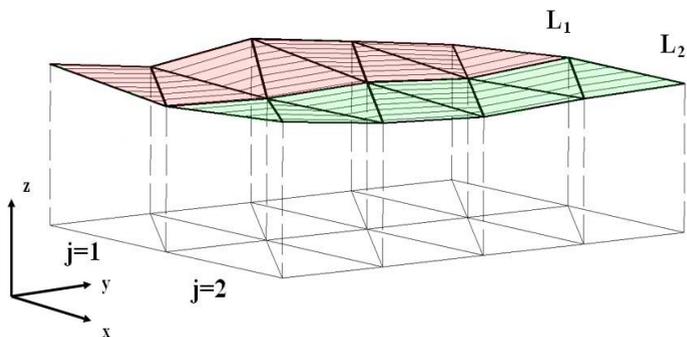


Рис.2.8. Схема разбиения поверхности на плоские треугольники

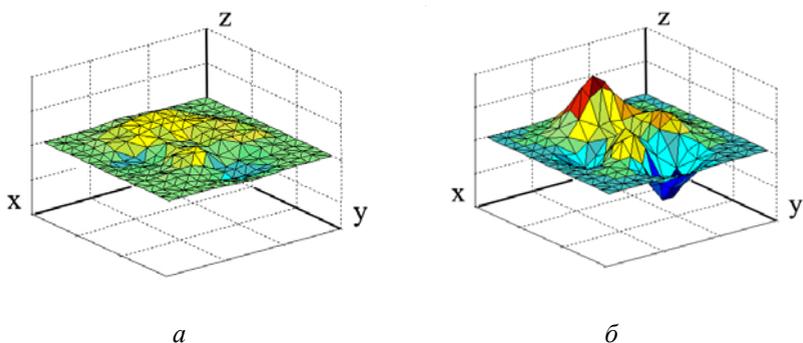


Рис.2.9. Трехмерное представление рельефа поверхности в виде сетки плоских треугольников: исходное состояние (а) и поверхность после циклической наработки (б)

$$A = \sum_{j=1}^{319} L_j ,$$

где A – площадь контролируемой поверхности; L_j - площадь j -той полосы.

По известной площади поверхности определяется ее необратимая (пластическая) деформация

$$\epsilon_a = \frac{A - A_0}{A_0} , \quad (2.1)$$

где A_0 – исходное значение площади поверхности контролируемого участка перед циклическим нагружением.

Следует отметить, что данная методика может использоваться не только для определения пластической деформации поверхности, а также и для оценки показателей ее шероховатости [10,11] и микропластической деформации [12].

2.2. Количественные показатели деформационного рельефа и их автоматизированное определение

Количественные показатели ДР отражают эволюцию поверхностных дислокационных структур и поврежденность при усталости. На ранних этапах исследования ДР было показано, что для монокристаллов определенной кристаллографической ориентации наиболее информативным является контроль полос скольжения [13-16]. Дальнейшие исследования позволили определить морфологию ДР поверхности металлов и целесообразность применения новых диагностических параметров.

Изображение ДР, полученное цифровой камерой оптического микроскопа, дало возможность проводить компьютерную обработку оптической информации и автоматизированное определение количественных параметров насыщенности ДР [17].

Изучение ДР в трехмерном измерении, которое проводилось с использованием интерференционного профилометра, позволило расширить номенклатуру количественных показателей ДР. Топография пластически деформированной поверхности можно описывать показателем ее шероховатости и суммарной пластической деформации [10,11].

Использование фрактального анализа к структурам, сформировавшимся на поверхности монокристаллов алюминия ориентации $\langle 100 \rangle$ $\{100\}$, а именно для анализа полос скольжения, показало, что ДР является природным фракталом и существует возможность применения фрактальных размерностей для его количественного описания [18,19].

Рассмотрим некоторые методические аспекты определения показателей ДР более подробно.

2.2.1. Определение показателей деформационного рельефа при его двумерном и трехмерном представлении

Для количественной оценки усталостного повреждения поликристаллических материалов предлагается использовать параметр

D , который характеризует насыщенность поверхностного слоя следами ДР. Если площадь контролируемой поверхности равна A , а часть этой поверхности площадью S занимает ДР, то

$$D = \frac{S}{A}. \quad (2.2)$$

При исследованиях участок контроля представляет собой прямоугольник или квадрат ($0,3 \times 0,3$ мм), который выбирается в непосредственной близости к концентратору напряжений.

Параметр D определяется по цифровым снимкам изображения поверхности с ДР [17]. При автоматизированной обработке изображений необходимо распознать участки поверхности с признаками ДР. Разработанная программа «RecognDam» оперирует с файлами, которые сохраняют изображение поверхности в формате BMP. Данный формат рисунка относится к растровому типу. Изображение разбивается на отдельные точки (пиксели) и в файле хранится информация относительно цвета каждой точки. Цвет изображения состоит из трех составляющих – красной, зеленой и голубой. Каждая составляющая может иметь 256 градаций (0...255).

Для белого цвета значения всех составляющих – 255, для черного – 0. В случае, если используется палитра изображения, «оттенок серого», значения составляющих изменяются одинаково от 0 до 255 и не имеет значения канал которой составляющей использовать.

Определение доли поверхности, занятой ДР, для черно-белого изображения (величина составляющих цвета принимает значение от 0 до 255) состоит из подсчета точек, для которых выбрана составляющая. Для рисунков в формате «оттенки серого» вводится значение составляющей, ниже которой цвет точки считается черным.

Программа позволяет выполнять распознавание по общему для всего изображения или по локальному значению градации. Такой режим используется для изображений с зонами неравномерного освещения. Кроме этого, предусмотрена возможность проводить повышение контрастности изображения.

Кроме первичной возможна и вторичная обработка. В ходе нее система решает следующие задачи:

– кластеризация расположенных вблизи черных или белых пикселей в исследуемые объекты;

- фильтрация распознанных объектов с целью изъятия объектов с размерами, меньшими заданной величины;
- построение отфильтрованного изображения;
- расчет геометрических характеристик распознанных объектов;
- статистическая обработка выбранной характеристики объектов.

Практическая реализация методики состоит из двух основных этапов:

1. Подготовительного;
2. Работа непосредственно с программой «RecognDam».

На первом этапе выполняется подготовка монохромных фотографий размером 800×800 пикселей в BMP формате.

Второй этап включает:

а) выбор контрастности, позволяющей разделить изображение на участки черного цвета, которые считаются участками с признаками деформации и участки белого цвета, которые считаются не поврежденными (рис.2.10);

б) определение параметра D .

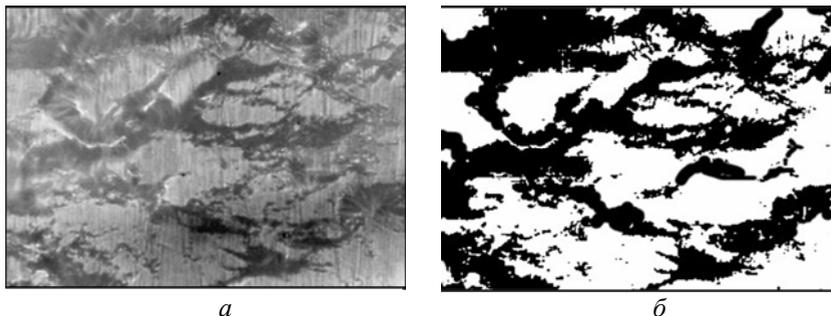


Рис.2.10. Представление изображения участка поверхности в режиме цифровой фотографии (а) и его контрастного изображения (б)

Для возможной корректировки результатов при автоматизированном определении площади поверхности с признаками ДР разработана программа, позволяющая оператору проводить визуальный анализ поверхности и учитывать наличие признаков повреждения не деформационного происхождения (царапины, дефекты полировки и др.). На изображение в автоматизированном режиме наклады-

вается сетка прямоугольных ячеек заданного размера. Определение параметра D выполняется путем подсчета количества ячеек с признаками рельефа (рис.2.11).

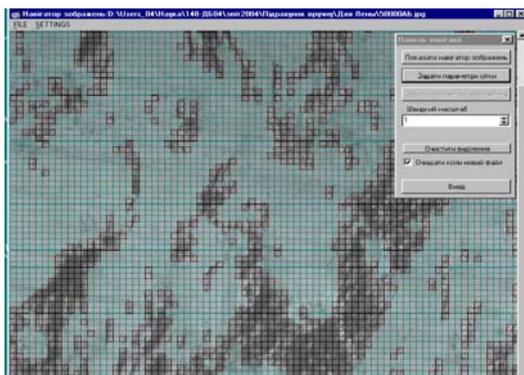


Рис. 2.11. Окно программы для неавтоматизированного определения параметра D .

Из сравнения результатов контроля параметра D при его неавтоматизированном и автоматизированном расчетах видно, что с уменьшением размера ячейки результаты неавтоматизированного вычисления приближаются к значениям, полученным при автоматизированном вычислении (рис.2.12).

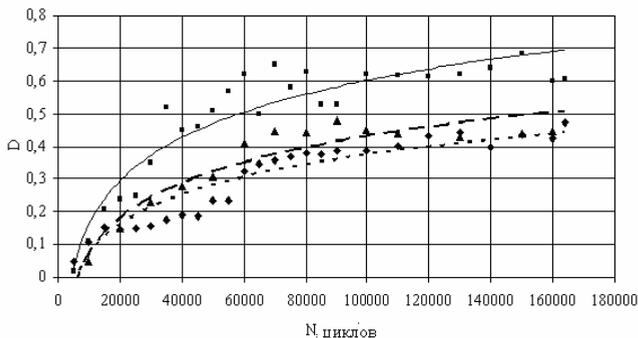


Рис. 2.12. Результаты автоматизированного и неавтоматизированного расчета параметра D : 1 – неавтоматизированный подсчет при размере ячеек 20×20 ; 2 – неавтоматизированный расчет при размере ячейки 10×10 ; 3 – автоматизированный расчет

Аналогичная обработка изображений производится и для цифровых фотографий ДР, полученных с помощью интерференционного профилометра при его работе в режиме «микроскоп».

Трехмерные изображения рельефа поверхности при контроле исследуемого участка интерференционным профилометром (рис.2.13) обрабатывается по специальной программе с определением шероховатости и пластической деформации.

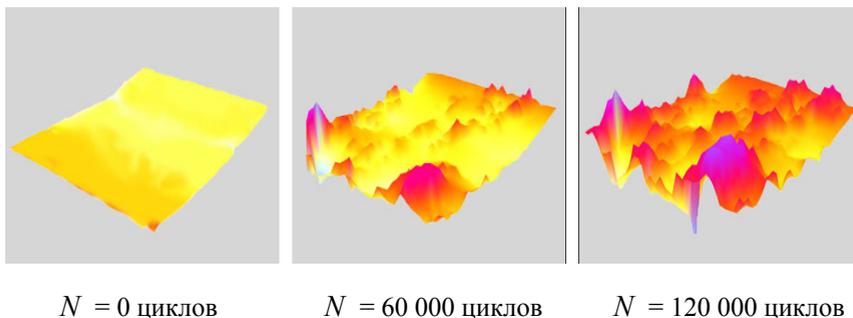


Рис.2.13. Изменение рельефа поверхности при различной циклической наработке

Развитие ДР в направлении, нормальном к поверхности, характеризуется изменением параметра шероховатости R_a , который равен усредненному значению отклонения абсолютных величин профиля поверхности $|z_i|$ от средней линии (рис.2.14.а):

$$R_a = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |z_i|, \quad (2.3)$$

где n – количество точек измерения.

Контролируемая площадка разбивалась на 320 линий длиной 170 мкм (рис.2.7, а), вдоль каждой из которых по формуле (2.3) определялось значение R_{ai} (рис.2.14, б). Значение параметра шероховатости на площадке определялось усреднением полученных значений R_{ai} по всем линиям.

Эволюция шероховатости контролируемой площадки в процессе циклического нагружения характеризовалась приращением $\Delta R_a = R_{aN} - R_{a0}$, где R_{a0} – значение параметра шероховатости до нагружения, а R_{aN} – после N циклов наработки.

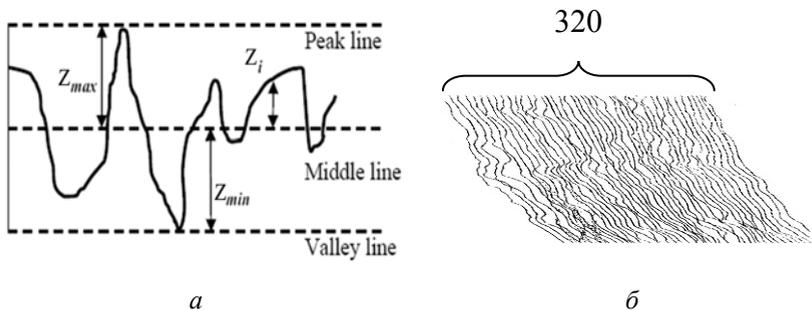


Рис. 2.14. Схемы расчета параметра шероховатости R_a вдоль линии (а) и на контролируемой площадке поверхности (б)

Изменение шероховатости приводит к изменению площади поверхности (рис.2.9) и, следовательно, к ее пластической деформации. Методика определения пластической деформации поверхности с использованием интерференционного профилометра была изложена в предыдущем параграфе 2.1.2.

Таким образом, разработанный комплекс методик автоматизированного определения показателей ДР при его 2D и 3D представлениях позволил проводить изучение процессов пластического деформирования поверхности лакирующего слоя и повреждаемости конструкционных алюминиевых сплавов при циклическом нагружении.

2.2.2. Определение показателей фрактальности деформационного рельефа

Подтверждением фрактальности самоафинных фракталов является, в первую очередь, возможность определения их фрактальной размерности. К одному из наиболее распространенных методов определения фрактальной (дробной) размерности объектов природного происхождения относится метод «box-counting» [20]. Применением метода «box-counting» можно определить: фрактальные размерности контуров кластеров ДР D_p , фрактальные размерности площади кластеров D_s , фрактальные размерности отношения периметра к площади $D_{p/s}$.

Для определения фрактальной размерности D_p контуры кластеров покрываются сеткой квадратных ячеек размером $\delta \times \delta$.

Уменьшение δ приводит к увеличению числа ячеек, необходимых для покрытия контуров. Число ячеек, необходимых для покрытия контуров кластеров, равно $N(\delta)$. Фрактальная размерность контуров кластеров определялась как угол наклона графика функции $\ln N(\delta)$ от $\ln \delta$.

Фрактальную размерность площади кластеров D_S определяется подсчетом общей площади кластеров в зоне контроля. В этом случае сетка ячеек накладывается на поверхность кластеров и подсчитывается количество ячеек, необходимых для покрытия соответствующих структур.

В работе [21] для природных объектов, таких как облака и реки, применяют фрактальную размерность отношения периметра объектов к их площади. Ниже будет показано, что для описания оптических (двухмерных) изображений кластеров ДР также можно использовать отношение их периметра к площади $D_{P/S}$.

При проведении анализа фрактальности ДР вычисление фрактальной размерности может осуществляться как в «ручном» режиме [22], так и в автоматизированном [23]. Методика заключается в следующем.

На изображение ДР, полученное с помощью оптического металлографического микроскопа ММР-4 ($\times 300$), накладывается сетка ячеек (рис.2.15). Размер ячеек δ различен и составлял 5 пт, 8 пт, 11 пт, 14 пт, 17 пт и 20 пт.

Для каждого из принятых размеров ячеек подсчитывается их количество $N(\delta)$, накрывающих контуры кластеров рельефа, и строится график зависимости $\log N(\delta)$ от $\log 1/\delta$ (рис.2.16). По углу наклона данной зависимости определяется фрактальная размерность D_p контуров кластеров ДР по периметру.

Линейная аппроксимация зависимости $\log N(\delta)$ от $\log 1/\delta$ с достаточно высоким коэффициентом корреляции ($R^2 = 0,98$), указывает на возможность применения фрактальной геометрии для описания рельефа поверхности.

Для автоматизации процесса определения фрактальных размерностей ДР было разработано специальное программное обеспечение [23].

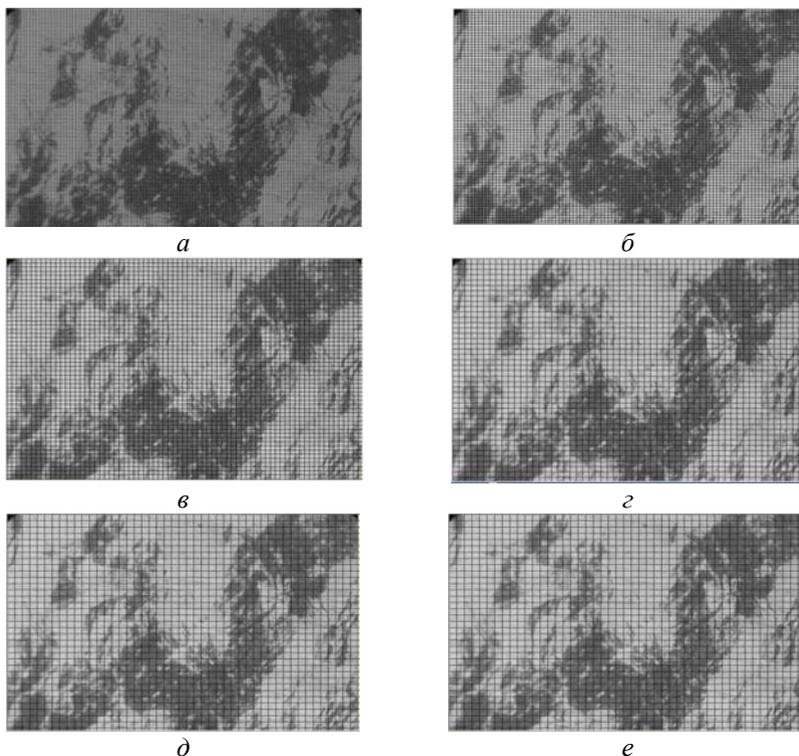


Рис. 2.15. Покрытие кластеров деформационного рельефа сеткой с размером ячеек: 5 пт (а); 8 пт (б); 11 пт (в); 14 пт (г); 17 пт (д); 20 пт (е)

Программа использует ту же первичную информацию, как и программа для определения параметра D [17].

С помощью разработанной программы реализуется (рис.2.17):

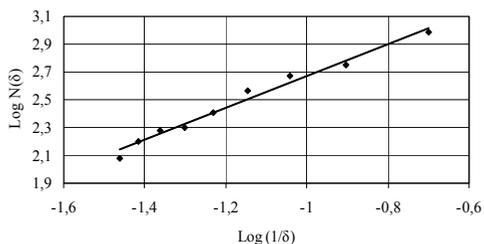
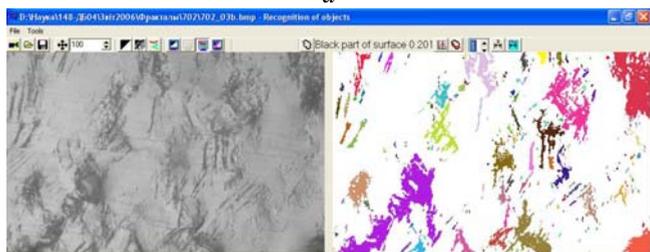


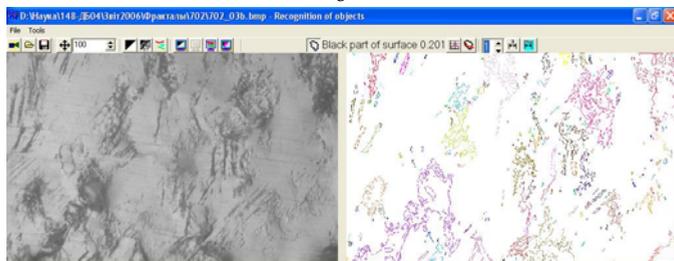
Рис. 2.16. Графическое определение фрактальной размерности контуров кластеров ДР ($D_p = 1,14$)



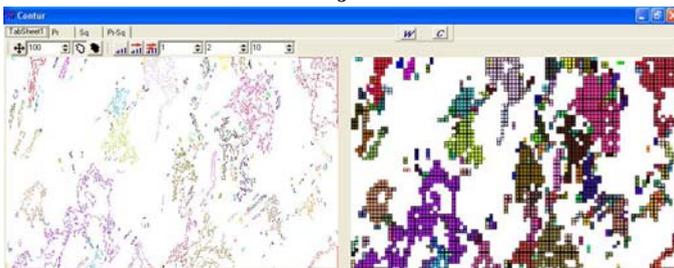
a



б



в



г

Рис. 2.17. Этапы автоматизированного анализа фрактальности ДР: трансформация первичного цифрового изображения ДР в его монохромное отображение (*a*); выделение отдельных кластеров рельефа (*б*); определение контуров кластеров рельефа (*в*); наложение сетки ячеек на контуры кластеров или на их поверхность (*г*)

- а) преобразование цифрового изображения поверхности в монохромное;
- б) выделение отдельных кластеров рельефа;
- в) определение контуров кластеров рельефа;
- г) наложение сетки ячеек на контуры кластеров или на их поверхность.

Фрактальная размерность определяется из соотношения [20]

$$D = \lim_{\delta \rightarrow 0} \frac{\ln N(\delta)}{\ln(1/\delta)},$$

с использованием графических зависимостей:

$$\ln N_p = f(\ln 1/\delta);$$

$$\ln N_s = f(\ln 1/\delta);$$

$$\ln N_p = f(\ln N_s),$$

где N_p – количество ячеек, покрывающих контуры кластеров ДР; N_s – количество ячеек, которые покрывают поверхность кластеров ДР; δ – размер ячейки.

Углы наклона графиков $\ln N_p = f(\ln 1/\delta)$ и $\ln N_s = f(\ln 1/\delta)$ к оси абсцисс соответствуют фрактальным размерностям D_s и D_p соответственно.

Размерность $D_{p/s}$ определяется графически и равна двойному тангенсу угла наклона зависимости $\ln N_p(\delta) = f(\ln N_s)$, где – $N_p(\delta)$, $N_s(\delta)$ – количество ячеек, которые накрывают периметр кластера и его площадь соответственно

В качестве примера на рис.2.18 приведен фрактальный график для определения размерности $D_{p/s}$ кластеров ДР, сформировавшегося после $4 \cdot 10^5$ циклов нагружения при максимальном напряжении цикла нагружения 126 МПа и коэффициенте асимметрии цикла $R = 0$.

Размер δ составлял от 2 пт до 34 пт с шагом 2 пт. При увеличении размера ячеек наблюдается покрытие ячейкой кластеров в целом, что делает невозможным применение фрактальной размерности для описания формы кластеров.

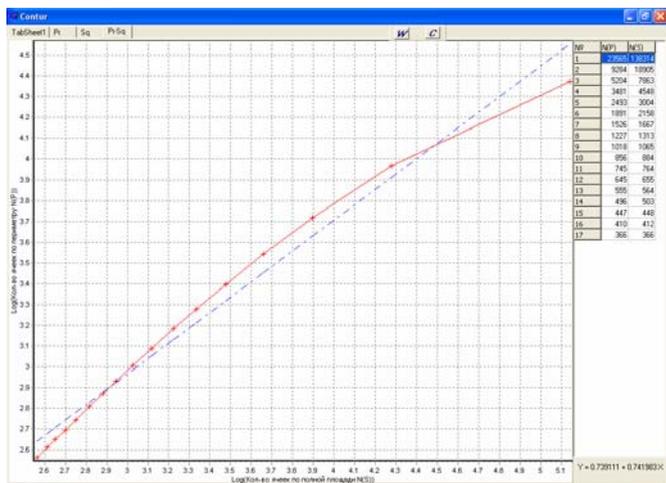


Рис. 2.18. Окно программы при автоматизированном определении фрактальной размерности $D_{P/S}$

Как уже отмечалось, фрактальные размерности ДР D_P , D_S и $D_{P/S}$ соответствуют угловым коэффициентам линейных зависимостей: $\ln N_P = f(\ln l/\delta)$; $\ln N_S = f(\ln l/\delta)$ и $\ln N_P = f(\ln N_S)$. Значения этих фрактальных размерностей, полученных путем линейной аппроксимации соответствующих зависимостей, приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Значения фрактальных размерностей ДР, полученных путем линейной аппроксимации

Фрактальная размерность	D_P	D_S	$D_{P/S}$
Значение фрактальной размерности	1,25	1,68	1,48
Коэффициент корреляции, R^2	0,98	0,99	0,98

Высокие значения коэффициентов корреляции R^2 при линейной аппроксимации подтверждают предположение о фрактальной природе ДР плакирующего слоя, сформировавшегося при циклическом нагружении.

Фрактальные размерности кластеров ДР превышают их топологическую размерность, что указывает на наполнение поверхности признаками рельефа и позволяют описать форму кластеров.

Для определения фрактальной размерности ДР может быть использована методика, предложенная в работе [24]. Полученные результаты [25] показали, что метод определения фрактальной размерности на основе трехмерного представления изображения позволяет избежать проблем пороговой обработки оптических изображений поверхности для выделения кластеров ДР. В этом случае входными данными для определения фрактальной размерности будут непосредственно полутоновые изображения рельефа.

Данный подход использует отношение площади локального участка к его сторонам. Особенность заключается в том, что в качестве входной информации используется полутоновое изображение, а в качестве площади берется участок поверхности, образованной значениями интенсивностей элементов локального участка (рис.2.19).

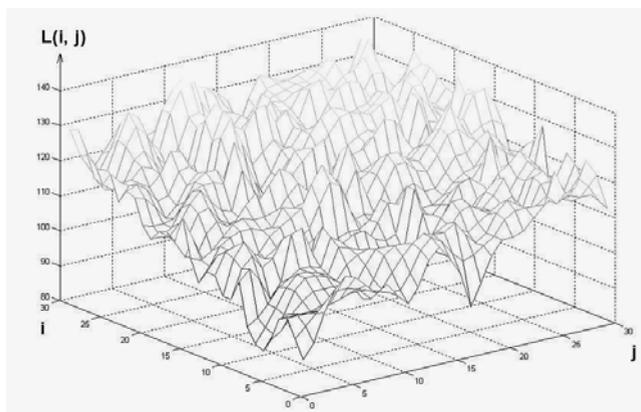


Рис. 2.19. Трехмерное представление поверхности с учетом интенсивности полутонового изображения деформационного рельефа

Таким образом, для количественного описания ДР поверхности алюминиевых сплавов можно применять аппарат фрактальной геометрии. Наличие показателей фрактальности – фрактальных размерностей обеспечивает возможность выбора оптимальных показателей, зависящих от особенностей изображений поверхностных структур.

Все рассмотренные виды фрактальных размерностей удовлетворяют одному из основных требований к диагностическим параметрам – они изменяются в процессе циклического нагружения монотонно, что обеспечивает однозначность определения накопленного усталостного повреждения. Их применение дает возможность описать не только насыщенность поверхности кластерами ДР, но и определить форму этих кластеров, которая меняется при их слиянии.

2.3. Фрактальные показатели эволюции деформационного рельефа

Идеальным объектом для изучения природы деформационного повреждения металлов являются монокристаллы. На монокристаллах алюминия, которые могут быть использованы как сенсоры усталостного повреждения, были проведены первые исследования, которые доказали фрактальную природу ДР [15,18,19,26]. Показано, что фрактальность присуща не только полосам скольжения на монокристаллическом сенсоре определенных кристаллографических ориентаций, но и для более сложных поверхностных дефектных структур.

Фрактальность ДР монокристаллов алюминия дает основание для обоснования показателей фрактальности поликристаллического алюминиевого плакирующего слоя, которые можно использовать при мониторинге усталостной поврежденности авиационных конструкций.

Изображение ДР на поверхности плакирующего слоя (рис.2.3, 2.4), а также его трехмерная топография (рис.2.6, 2.13) наглядно демонстрируют его нерегулярность и, следовательно, неприменимость для описания ДР методов традиционной геометрии.

Фрактальное представление ДР, как отмечено выше, дает возможность использовать для описания его эволюции принципиально новые показатели – фрактальные размерности. В этой связи представляет интерес вопрос, насколько информативны данные показатели по отношению к циклической нагрузке и изменениям насыщенности ДР. Наиболее информативные диагностические показатели могут быть использованы для прогнозной оценки остаточной долговечности конструкции N_r .

Использовались два режима циклического нагружения: консольный изгиб и осевое растяжение. Выбор показателей ДР осуществлялся на основании корреляционного и регрессионного анализов данных, полученных в ходе контроля состояния поверхности при циклическом нагружении образцов сплава Д16АТ.

Испытания на консольный изгиб проводились при максимальном напряжении в цикле $\sigma_{\max} = 173$ МПа с коэффициентом асимметрии $R = 0$, наблюдения проводились на стороне образца, где действовали растягивающие напряжения. Следует отметить, что признаки рельефа при испытаниях на консольный изгиб наблюдались на поверхности плакирующего слоя даже при напряжениях, которые соответствовали долговечности 10^7 циклов.

На рис. 2.20 показано изменение исследуемых показателей при эволюции рельефа поверхности в процессе нагружения. По оси абсцисс отложена относительная наработка, которая определяется как отношение циклической наработки (в процентах) к количеству циклов нагружения до формирования усталостной трещины.

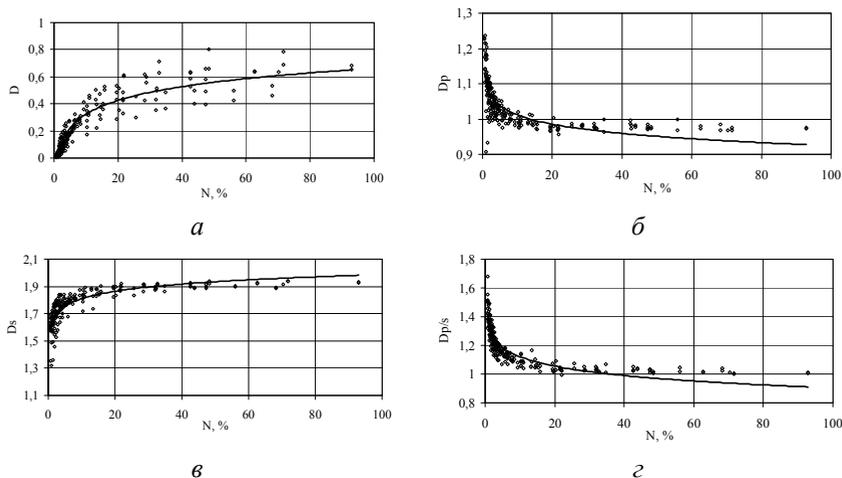


Рис. 2.20. Изменение показателей деформационного рельефа с циклической наработкой: параметр насыщенности D (а); фрактальная размерность D_p (б); фрактальная размерность D_s (в); фрактальная размерность $D_{p/s}$ (г)

Обработка экспериментальных данных проведена с использованием программного обеспечения Statgraphics Plus 5-0. Результаты анализа представлены в табл. 2.2.

Таблица 2.2

**Значимость показателей деформационного рельефа в моделях ос-
таточной долговечности**

Зависимость	Модель	R^2
$N_{r, \%} = f(D_{P/S})$	$N_{r, \%} = -17,901 + 90,0103D_{P/S}$	0,37
$N_{r, \%} = f(D, D_P)$	$N_{r, \%} = 176,597 - 92,3604D - 64,5619D_P$	0,69
$N_{r, \%} = f(D, D_{P/S})$	$N_{r, \%} = 180,346 - 109,588D - 56,6685D_{P/S}$	0,77

Как видно из приведенных данных, применение модели, базирующейся на значениях параметра насыщенности D и фрактальной размерности $D_{P/S}$, обеспечивает наибольшее значение коэффициента корреляции R^2 .

Данный вывод подтверждается и результатами испытаний плоских образцов сплава Д16АТ с центральным отверстием диаметром 4 мм в условиях циклического осевого растяжения с $\sigma_{\max} = 118$ МПа, $R=0$ до появления трещин, длиной 1 мм. Результаты представлены на рис. 2.21, 2.22.

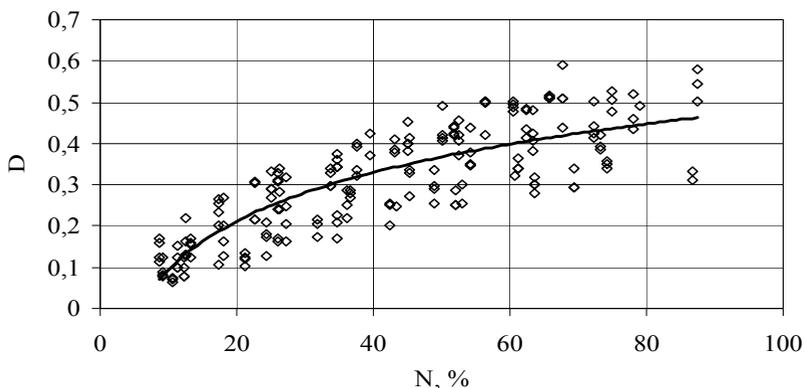


Рис. 2.21. Изменение параметра насыщенности D серии образцов, испытанных в условиях циклического осевого растяжения при $\sigma_{\max} = 118$ МПа, $R = 0$

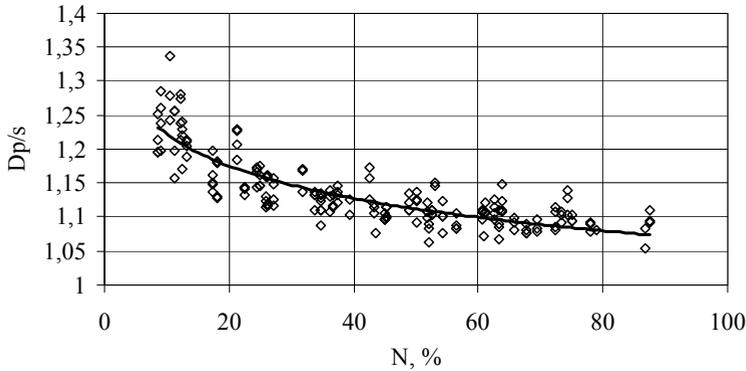


Рис. 2.22. Изменение фрактальной размерности $D_{P/S}$ кластеров ДР серии образцов, испытанных в условиях циклического осевого растяжения при $\sigma_{\max} = 118 \text{ МПа}$, $R = 0$

Коэффициенты корреляции аппроксимирующих кривых имеют достаточно высокие значения: $R^2 = 0,71$ для зависимости $N_r, \% = f(D)$ (рис.2.21) и $R^2 = 0,73$ для зависимости $N_r, \% = f(D_{P/S})$ (рис.2.22).

Множественная регрессионная модель для прогнозирования остаточной долговечности по показателям ДР D и $D_{P/S}$, имеет вид:

$$N_{\text{зал.}, \%} = -76,72 - 92,9D + 143,77D_{P/S}.$$

Коэффициент корреляции данной модели составляет $R^2 = 0,715$.

2.4. Математические модели повреждаемости поверхности плакированных алюминиевых сплавов

В обобщенной трактовке повреждение материала изделия – это отклонение его контролируемых свойств от начальных [27]. Возникновение при циклическом нагружении на поверхности плакирующего слоя алюминиевых сплавов отчетливых признаков ДР свидетельствует о его повреждении, а эволюция ДР в процессе нагружения – о повреждаемости плакирующего слоя как процессе во времени. Экспериментальные наблюдения за поведением ДР дают информацию о конкретных проявлениях такой повреждаемости для

реализуемых условий нагружения. Задача математического представления данного явления состоит в описании более широкого его проявления, в поиске и обосновании общих, фундаментальных закономерностей формирования и развития ДР.

2.4.1. Статистическая модель формирования кластеров деформационного рельефа на поверхности лакирующего слоя

Как было показано выше, количественная оценка поврежденности осуществляется по критерию D , равном относительной площади, поверхности со следами ДР (см. формулу (2.2)).

Экспериментальные исследования показывают, что формирование и эволюция рельефа – процесс стадийный, стадия роста площади рельефа сменяется стадией насыщения (см. Раздел 3 настоящей работы). Для описания этого явления может быть использована статистическая модель двухфазной системы, в которой путем случайного объединения формируются ассоциации (кластеры) вторичной фазы, элементы которой случайно рассеянные в ограниченной области первичной фазы [28]. Данная модель апробирована для описания эволюции ДР, когда первичная фаза – это поверхность без признаков ДР, а вторичная фаза – участки локальной микропластической деформации, которые на фотографиях поверхности обозначаются темным цветом (рис.2.23) [29].



Рис. 2.23. Фотография участка поверхности ($\times 350$) со следами деформационного рельефа (темные участки) с наложением сетки квадратных ячеек

Процесс формирования и эволюции ДР рассматриваем как формирование первичных компонентов рельефа с линейным размером a , их накопления и объединения.

Рассмотрим поверхность площадью A , на которой формируется ДР (первичная фаза). Разобьем указанную поверхность на $N(N \gg 1)$ ячеек с линейным размером a .

Параметры A , N и a связаны соотношением $A = Na^2$.

В каждой ячейке может быть размещен только один носитель ДР, который относится к вторичной фазе.

Если две или более таких ячеек находятся рядом, они образуют кластер, с «массой», равной числу ячеек, входящих в данный кластер.

Массу кластера будем характеризовать параметром s ($s = 1, 2, \dots$), равным количеству ячеек вторичной фазы в кластере, а количество кластеров массой s обозначим n_s .

Каждая ячейка в области A окружена соседними, примыкающими к ней ячейками. Количество ближайших «соседей» z назовем координационным числом сетки, которое будет определяться формой ячеек и способом их упаковки. Например, для треугольных ячеек с компоновкой по сторонам (по вписанной окружности) $z = 3$, а с компоновкой по сторонам и по вершинам (по описанной окружности) $z = 12$. Для квадратных, соответственно, $z = 4$ и $z = 8$. Следует отметить, что принятая схема структурирования области A ячейками может быть трансформирована в классические перколяционные системы связей или узлов [30,31].

Пусть среди N ячеек на однородно деформируемой поверхности случайным образом рассеяно n ячеек вторичной фазы ($n < N$), концентрация которых определяется как $x = n/N$. При случайной выборке ячеек объемом z вероятность нахождения ровно s ячеек вторичной фазы в такой выборке описывается биномиальным распределением:

$$p_z(s) = C_z^s x^s (1-x)^{z-s}, \quad (2.4)$$

где C_z^s - число сочетаний из z элементов по s .

При малых значениях x ($x \leq 0,1$) распределение (2.4) асимптотически приближается к распределению Пуассона, а при $zx(1-x) > 9$ - к нормальному [32]. Для распределения Пуассона запишем

$$p_z(s) = \frac{(zx)^s}{s!} \exp(-zx). \quad (2.5)$$

Используя приближение $p_z \rightarrow n_s/N_z$, где $N_z = N/z$ – максимальное количество групп по z ячеек в совокупности N , на основании (2.5) получим

$$\frac{n_s}{N} = \frac{z^{s-1}}{s!} x^s \exp(-zx). \quad (2.6)$$

Формула (2.6) определяет зависимость количества кластеров n_s ($s \leq z$) от концентрации ячеек вторичной фазы x и полностью соответствует вероятностной модели формирования ассоциаций из S рассеянных невзаимодействующих повреждений [28,33].

Из формулы (2.5) следует, что максимальная вероятность наличия кластера массы s реализуется при концентрации

$$x_m = \frac{S}{z}. \quad (2.7)$$

Согласно (2.6) с увеличением общей концентрации ячеек вторичной фазы с фиксированным значением z количество кластеров увеличивается до максимального значения при x_m , после чего происходит уменьшение n_s . Уменьшение количества кластеров при $x > x_m$ может быть обусловлено только их объединением и образованием новых кластеров большей массы.

Вполне очевидно, что образование кластера представляет собой случайное событие. В связи с этим формула (2.6) определяет усредненную функциональную зависимость количества кластеров от общей концентрации повреждений. При $x \ll 1$ наличие ассоциаций из нескольких повреждений маловероятно, и имеет место система из единичных ($s=1$) рассредоточенных ячеек вторичной фазы. Если x настолько мало, что $\exp(zx) \approx 1$, то из формулы (2.5) следует $n_1/N \rightarrow x$. Это определяет линейный характер зависимости $n_1(x)$.

Отклонения зависимости $n_1(x)$ от прямой линии при некотором значении концентрации x_a означает начало объединения ячеек вторичной фазы и образование первых кластеров. Параметры x_a и x_m , характеризующие основные этапы процесса формирования и развития кластеров, в терминологии теории перколяции называются, соответственно, порог агрегации и критическая концентрация

агрегации [34]. Кроме этих характеристических показателей концентрации используется параметр x_c – порог перколяции, при котором образуется бесконечный кластер, пронизывающий всю область ячеек (связей).

Отметим, что рассматриваемая теоретическая модель не описывает образование бесконечного кластера, так как в ней масса конечных кластеров s ограничивается координационным числом решетки z . В то же время известно, что порог протекания x_c при нарушении связей наиболее чувствителен к числу ближайших соседей z и значительно менее чувствителен к другим параметрам решеток (табл.2.3) [31].

Таблица 2.3

Основные характеристики перколяции различных типов плоских решеток

Тип решеток	z	x_c	zx_c	r_a^*
Треугольная	3	0,65	1,95	1,86
Квадратная	4	0,5	2,0	2,15
Шестиугольная	6	0,35	2,1	2,63

Из представленных в табл. 2.3 данных следует, что для плоских решеток произведение zx_c близко к 2. Согласно (2.7) это значение соответствует максимуму зависимости $n_2(x)$ при $x_m \approx x_c$. Следовательно, формирование пронизывающего кластера осуществляется при концентрации ячеек ВФ, соответствующей максимуму концентрации кластеров с $s = 2$.

Формула (2.6) позволяет получить ряд полезных для описания кластерообразования соотношений. Так, из (2.6) следует рекуррентное соотношение для количества кластеров разной массы при любом фиксированном x и $s > 1$:

$$n_s = \frac{zx n_{s-1}}{s}.$$

Подставив в (2.6) соотношение (2.7), получим выражение, определяющее максимальное количество n_s^* кластеров массы s в системе из N ячеек

$$n_s^* = \frac{N}{z\sqrt{2\pi s}}.$$

Здесь факториал $s!$ выражен через формулу Стирлинга

$$s! = \sqrt{2\pi s} \left(\frac{s}{e}\right)^s,$$

где e - основание натурального логарифма.

Для подтверждения адекватности выражения (2.6) был проведен численный эксперимент – компьютерное моделирование случайного появления, накопления и формирования кластеров вторичной фазы различной массы на плоской сетке ячеек с заданными значениями z . Участок поверхности представлялся в виде задаваемой совокупности N плотно упакованных ячеек. Для различных значений координационного числа z выбиралась форма ячеек, и принималось, что их объединение реализуется по соприкасающимся сторонам (по вписанной окружности). Так, для треугольников $z=3$, для квадратов $z=4$ и т.д.

В процессе моделирования поэтапно часть ячеек переводились в категорию вторичной фазы. Расположение таких ячеек на исследуемом поле N являлось случайным. В автоматизированном режиме регистрировалось количество кластеров различной массы n_s при текущем значении концентрации ячеек вторичной фазы x .

Результаты численного эксперимента показывают, что на начальной стадии формирования вторичной фазы формула (2.6) достаточно точно описывает зависимости концентрации кластеров различной массы ($s \leq z$) от x (рис.2.24). При $z=3$ и $z=4$ для n_1 соответствие теоретических и экспериментальных результатов имеет место при $x \leq 0,15$, а для n_2 при $x \leq 0,1$. Для n_3 имеем $x \leq 0,3$ ($z=3$) и $x \leq 0,25$ ($z=4$) (рис.2.24).

Отклонение результатов моделирования от теоретической зависимости (2.6) можно объяснить тем, что при больших значениях концентрации x интенсивно начинают формироваться кластеры с массой $s \gg z$. Например для решеток с $z=3$ и $z=4$ за счет массового объединения ячеек вторичной фазы даже при сравнительно малых значениях общей концентрации ($x \geq 0,1$) образуются кластеры большой массы: n_{10} , n_{20} , n_{30} и даже n_{50} (рис.2.24).

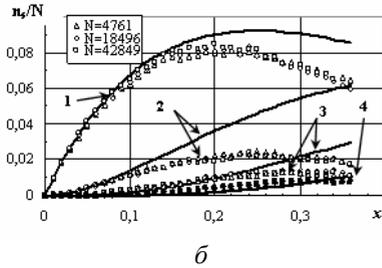
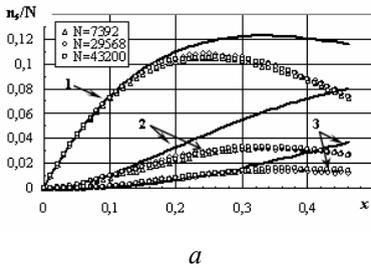


Рис.2.24. Зависимости концентрации кластеров вторичной фазы различной массы: $n_1(x)/N$ (1); $n_2(x)/N$ (2); $n_3(x)/N=3$ (3); $n_4(x)/N$ (4) для плоских ячеек с $z=3$ (а) и $z=4$ (б). Линии – расчет по формуле (2.6), точки – результаты моделирования с различным значением общего количества ячеек N

При моделировании получено, что размер ячеек и, следовательно, общее количество ячеек на исследуемой поверхности N практически не влияет на процессы образования и роста кластеров (рис.2.24,2.25).

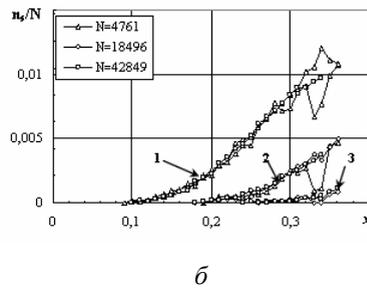
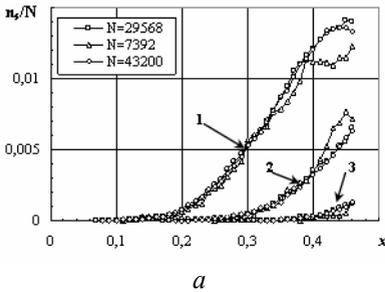


Рис.2.25. Развитие кластеров вторичной фазы с массой: $s=10$ (1); $s=20$ (2); $s=50$ (3) для плоских ячеек с $z=3$ (а) и $z=4$ (б) при имитационном моделировании с различным значением количества ячеек на площади N

Результаты экспериментальных исследований эволюции насыщенности ДР при циклическом нагружении указывает на наличие стадийности процесса. Стадийность имеет место и при формировании кластеров вторичной фазы в зависимости от x . Для $n_s(x)$ ($s > 1$) на начальном этапе скорость формирования кластеров пла-

но увеличивается с последующей стабилизацией и даже с уменьшением.

Рассмотрим явление стабилизации роста вторичной фазы в рамках предложенной теоретической модели с целью обоснования соответствующих характеристических соотношений.

Общее количество кластеров с $s \leq z$ на поле из N ячеек при фиксированном x определяется на основании (2.6) как

$$\sum_{s=1}^z \frac{n_s}{N} = \frac{\exp(-zx)}{z} \sum_{s=1}^z \frac{(zx)^s}{s!}. \quad (2.8)$$

Сумма в правой части выражения (2.8) с достаточным приближением для $x < 1$ может быть записана в виде

$$\sum_{s=1}^z \frac{(zx)^s}{s!} \cong \exp(zx) - 1. \quad (2.9)$$

С учетом (2.9) формула (2.8) примет вид

$$\sum_{s=1}^z n_s = \frac{N}{z} [1 - \exp(-zx)]. \quad (2.10)$$

Из выражения (2.10) следует, что на поле из N ячеек предельное количество кластеров вторичной фазы n_s с массой $s \leq z$ при $x \leq 1$ ограничено значением:

$$\sum_{s=1}^z n_s \leq \frac{N}{z} [1 - \exp(-z)].$$

Таким образом, насыщение процесса формирования кластеров вполне обосновано и описывается формулой (2.10).

В качестве критерия насыщения можно использовать среднее расстояние между кластерами r , которое определяется через их концентрацию c_A на площади A соотношением

$$r = \frac{1}{\sqrt{c_A}}, \quad (2.11)$$

где

$$c_A = \sum_{s=1}^z \frac{n_s}{Na^2}. \quad (2.12)$$

Объединив выражения (2.11) и (2.12), а также учитывая (2.10), запишем

$$r_a = \frac{r}{a} = \left(\sum_{s=1}^z \frac{n_s}{N} \right)^{\frac{1}{2}} = \sqrt{\frac{z}{1 - \exp(-zx)}}, \quad (2.13)$$

где r_a – расстояние между кластерами, нормированное к характерному размеру ячейки.

Отметим, что условие формирования пронизывающего кластера: $zx_c \cong 2$ (табл.2.3) в соответствии с формулой (2.13) дает предельное значение r_a^* , близкое к значению концентрационного критерия $K \approx e$ [35-37]. Данный критерий, равный среднему расстоянию между соседними рассеянными дефектами и нормированный к их размеру, характеризует переход от стадии рассеянного к стадии локализованного разрушения. Значения r_a^* , определенные по формуле (2.13), приведены в табл. 2.3.

Результаты численного эксперимента по развитию вторичной фазы, в ходе которого определялось количество кластеров различной массы, а по формуле (2.11) – среднее расстояние между ними, подтверждают адекватность теоретического выражения (2.13) (рис.2.26). Однако, как показывает моделирование, при относительно небольших значениях общей концентрации X формируются достаточно большие кластеры с массой $s > z$ (рис.2.25). Следовательно, при описании кластерообразования помимо расстояния между отдельными кластерами необходимо учитывать и их размеры (массу).

Средняя масса кластера s_m является одной из ключевых характеристик в теории перколяции. Параметр s_m определяется суммой всех ячеек, входящих в кластеры, деленной на общее количество кластеров. Для кластеров с массой $s \leq z$ запишем

$$s_m = \frac{Nx}{\sum_{s=1}^z n_s} \quad (2.14)$$

Подставив в (2.14) выражение (2.10), получим

$$s_m = \frac{zx}{1 - \exp(-zx)}. \quad (2.15)$$

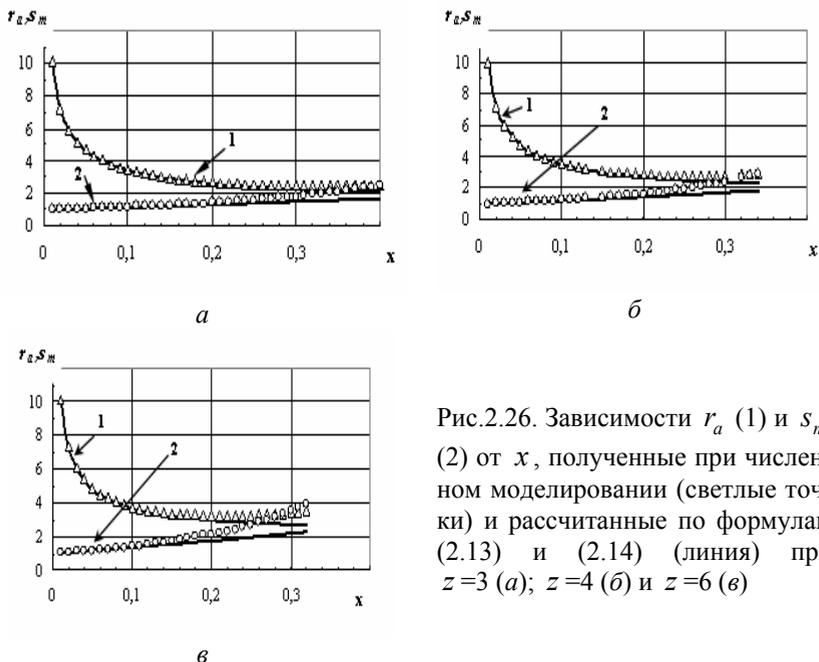


Рис.2.26. Зависимости r_a (1) и s_m (2) от x , полученные при численном моделировании (светлые точки) и рассчитанные по формулам (2.13) и (2.14) (линия) при $z=3$ (а); $z=4$ (б) и $z=6$ (в)

Результаты расчетов параметра s_m по формуле (2.15) хорошо согласуются с данными численного эксперимента для различных z на начальной стадии формирования кластеров (рис.2.26). Отклонение экспериментальных значений средней масса кластеров от зависимости (2.15) имеет место при повышенных значениях x , что обуславливается появлением больших кластеров с массой $s > z$, которые не учитываются формулой (2.15).

При малых значениях концентрации вторичной фазы ($x \ll 1$) из (2.15) следует очевидное приближение $s_m \rightarrow 1$. Данные численного эксперимента дают линейную зависимость (рис.2.27)

$$\frac{s_m - 1}{s_m} = bx, \quad (2.16)$$

из которой следует

$$s_m = \frac{1}{1 - bx}. \quad (2.17)$$

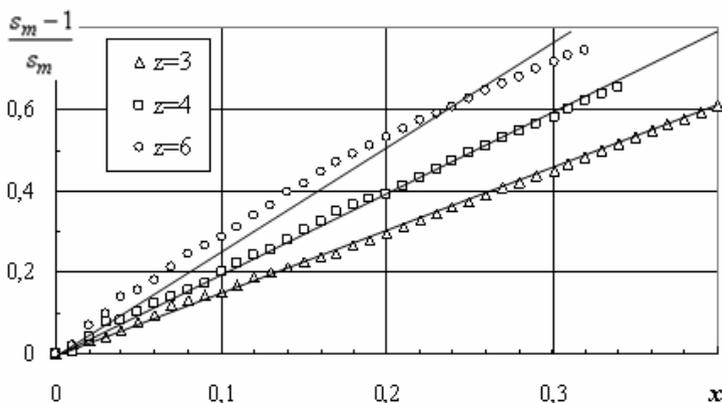


Рис.2.27. Изменение показателя средней массы кластеров от их концентрации, полученное при численном моделировании для различных значений z

Коэффициент b в (2.16) соответствует интенсивности роста средней массы кластера в точке $x = 0$. Его значения для различных z приведены в табл.2.4.

Таблица 2.4

Параметры аппроксимации зависимостей, представленных на рис.2.24

z	b	Коэффициент регрессии R^2	Предельная концентрация x_*
3	1,5067	0,9991	0,35
4	1,959	0,9986	0,3
6	2,5272	0,9761	0,25

Аппроксимация значений коэффициента b в зависимости от z по данным табл.2.4 дает линейную зависимость (рис.2.28)

$$b = 0,3322z + 0,5583 \quad (R^2 = 0,985),$$

Полученные результаты позволяют предложить феноменологическое условие предельного состояния развития кластеров вторичной фазы.

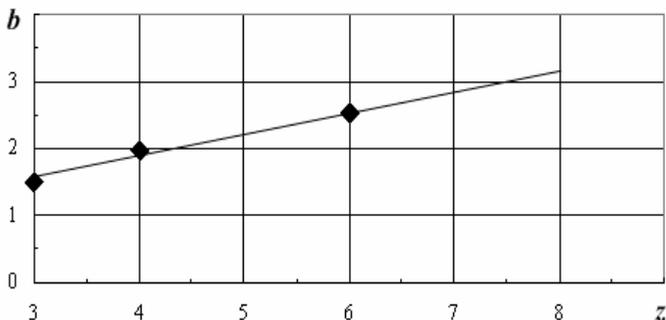


Рис.2.28. Зависимость коэффициента b от параметра z , полученная по результатам численного моделирования

Принимаем, что предельное состояние (насыщение процесса образования кластеров) будет характеризоваться предельной концентрацией вторичной фазы x_* , при которой реализуется условие предельного слияния кластеров – среднее расстояние между ними равно среднему размеру кластеров:

$$r_a = s_m$$

С учетом формул (2.13) и (2.17) получим трансцендентное уравнение для определения предельной концентрации ячеек вторичной фазы x_* , при которой реализуется массовое объединение кластеров:

$$z(1 - bx_*)^2 = 1 - \exp(-zx_*). \quad (2.18)$$

Решение уравнения (2.18) дает значения предельной концентрации объединения x_* для различных значений параметра z (табл.2.4).

Необходимо отметить, что полученные значения x_* соотносятся для различных z со значениями порога протекания x_c (табл.2.3). Зависимость между этими параметрами линейна ($R^2=1$) (рис.2.29) и имеет вид

$$x_c = 3x_* - 0,4 \quad (2.19)$$

Если принять, как отмечалось выше, $zx_c \approx 2$, то из (2.19) следует

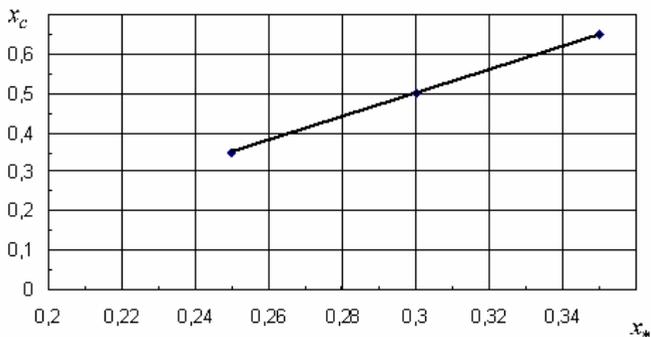


Рис.2.29. Зависимость между предельной концентрацией объединения кластеров x_* и порогом протекания для плоских решеток x_c

$$x_* \approx \frac{2}{3z} + 0,133 . \quad (2.20)$$

При $z=3, 4$, и 6 из (2.20) получим, соответственно: $x_* = 0,36; 0,3$ и $0,24$, что хорошо соотносится с экспериментальными значениями D , которые соответствуют стадии насыщенности ДР.

Таким образом, формирование и развитие ДР на поверхности плакирующего слоя можно описывать с помощью статистической модели накопления и объединения кластеров вторичной фазы в двухфазной системе с использованием плоской сетки ячеек различной геометрической формы.

Адекватность модели подтверждается результатами имитационного моделирования. Теоретические значения критической концентрации кластеров при их массовом объединении соотносится с экспериментальными значениями параметра D при насыщенности.

2.4.2. Математическая модель поврежденности плакирующего слоя конструкционных алюминиевых сплавов

Особенностью конструкционного алюминиевого сплава Д16АТ является наличие плакирующего слоя из технически чистого алюминия. Основной материал – сплав Д16 обеспечивает прочностные свойства, а плакирующий слой наносится для защиты конструкции от коррозионных повреждений [38,39]. Механизм защитного действия плакирующего слоя имеет электромеханический характер.

Влияние лакирующего слоя на усталостную прочность конструкционных алюминиевых сплавов носит двоякий характер.

В условиях агрессивных сред, вызывающих коррозию, наблюдается повышение усталостной долговечности, причем данное повышение зависит от степени агрессивности среды. Испытания лакированных сплавов Д16 и В95 на усталость показали, что при воздействии обычной влаги долговечность практически не изменялась, в условиях конденсата, образующегося в гермокабинах самолета, долговечность увеличивалась на 6 %, а при воздействии 3 процентного раствора хлористого калия – на 11 % [40]. В работе [41] отмечается, что в условиях морской воды лакирующий слой способствует повышению усталостной долговечности алюминиевых сплавов на 20...80 %.

В то же время при циклическом нагружении алюминиевых сплавов в воздухе влияние лакирующего слоя на усталостную прочность носит негативный характер. Оценки такого влияния различны – от «некоторого снижения долговечности» [42] до ощутимого – наблюдается снижение предела выносливости на 15-25 % [41] или на 30 % [40].

Для оценки влияния лакирующего слоя на сопротивление усталости конструкционных алюминиевых сплавов были проведены сравнительные испытания образцов, изготовленных из сплава Д16АТ (с лакирующим слоем) и Д16Т (без лакирующего слоя) при различных значениях максимального напряжения в цикле.

Испытания образцов из Д16АТ проводились на шести уровнях максимального напряжения в цикле, а испытания образцов из Д16Т проводились при семи значениях максимального напряжения. Кривые усталости, построенные на основании данных испытаний, представлены на рис. 2.30.

Каждая кривая усталости состоит из двух участков и имеет перегиб: для Д16АТ участок I соответствует диапазону напряжений 100...130 МПа, для Д16Т участок I – диапазону напряжений 150...160 МПа.

Из полученных характеристик усталости следует, что предел выносливости сплава Д16АТ в сравнении с Д16Т уменьшается, в зависимости от базы долговечности, на 35...45 %. Следовательно, наличие лакирующего слоя приводит к существенному снижению усталостной прочности конструкционного сплава Д16Т.

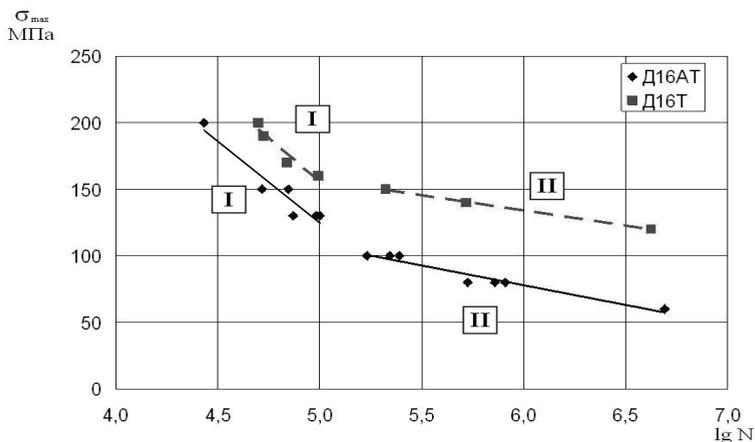


Рис.2.30. Кривые усталости сплавов Д16АТ и Д16Т

Объяснить это явление можно особенностями циклического деформирования плакирующего слоя и его деструкцией в рамках соответствующей модели повреждаемости [43-45].

Следует отметить, что при одинаковых напряжениях циклическое деформирование основного материала и плакирующего слоя существенно различаются. Модули упругости этих материалов практически одинаковы. Однако из-за отличия (на порядок) значений пределов текучести сплава Д16 ($\sigma_{0,2}^{Д16} = 290$ МПа) и технического чистого алюминия ($\sigma_{0,2}^{Al} = 30$ МПа) даже при упругом растяжении и разгрузке ($\sigma_{\max} < \sigma_{0,2}^{Д16}$) деформирование плакирующего слоя осуществляется по знакопеременному циклу со значительным размахом и накоплением (алюминий – циклически разупрочняющийся материал) пластической деформации (рис.2.31) [43]. Такой процесс сопровождается формированием и развитием ДР на поверхности плакирующего слоя.

В первом разделе настоящей работы (п. 1.3.2) было показано, что определяющим фактором формирования ДР при циклическом нагружении металлических материалов является локальное пластическое деформирование, обусловленное дислокационными механизмами.

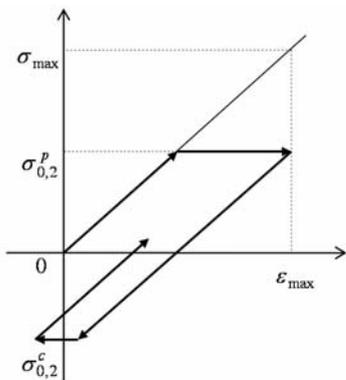


Рис.2.31. Схема циклического деформирования плакирующего слоя. $\sigma_{0,2}^p$, $\sigma_{0,2}^c$ – пределы текучести алюминия, соответственно, при растяжении и сжатии

Дислокации, двигаясь по линиям скольжения в направлении действия максимальных касательных напряжений, выходят на свободную поверхность, что приводит к образованию ступенек и полос сдвига, экструзий и интрузий (рис. 2.32).

Элементарный акт пластического деформирования при выходе одной дислокации на поверхность сопровождается образованием ступеньки сдвига величиной, равной значению модуля вектора Бюргерса b (рис.2.33).

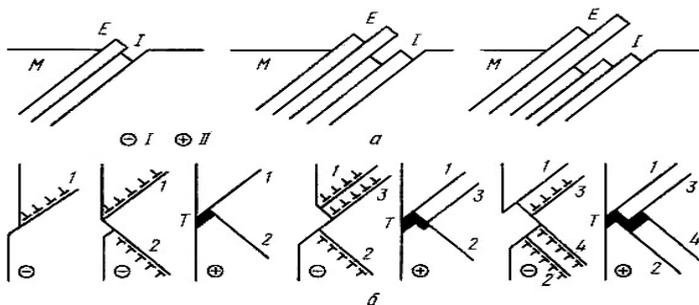


Рис. 2.32. Модели дислокационных механизмов формирования полос скольжения, экструзий, интрузий (а) и субмикротрещин (б) при усталости: E – экструзия; I – интрузия; M – недеформируемый материал; I – полупцикл растяжения; II – полупцикл сжатия [46]

Формирование ступеньки сдвига приводит к элементарному изменению рельефа поверхности и, соответственно, к увеличению ее площади на величину $\delta A = bL$, где L - длина дислокации.

При этом энергия, идущая на образование новой поверхности за счет аннигиляции дислокации при выходе ее на поверхность, должна быть соизмеримой с ее собственной энергией. Это является физическим критерием обоснованности принятого положения об изменении рельефа поверхности за счет пластической деформации при условии постоянства исходной шероховатости.

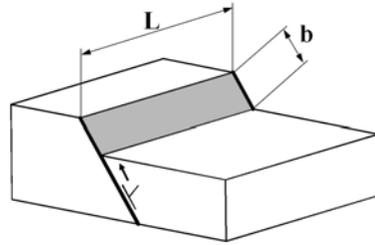


Рис.2.33. Схема деформирования поверхности кристалла из-за выхода краевой дислокации

Собственная энергия индивидуальной дислокации длиной L задается выражением (1.10) и равна

$$W_d = \frac{DLb^2}{2} \left(\ln \frac{R}{r_0} + Z \right), \quad (2.21)$$

Обычно $\ln(R/r_0) + Z \cong 3...8$ [47]. Поэтому из (2.21) следует

$$W_d = (1,5...4)DLb^2, \quad (2.22)$$

Энергетическое условие образования ступеньки длиной L при выходе дислокации на поверхность (рис. 2.33) запишется в виде

$$W_s(L) = \gamma bL, \quad (2.23)$$

где γ – удельная поверхностная энергия; $\gamma \cong Ga/8$ [47]; a – межатомное расстояние.

Из сравнения выражений (2.22) и (2.23) с учетом того, что $a \cong b$, получим, с точностью до численного множителя, что образование ступеньки сдвига из-за выхода дислокации на поверхность энергетически обосновано, т.е

$$W_d \cong W_s.$$

Таким образом, формирование ДР должно сопровождаться увеличением площади поверхности. Энергетическая подпитка этого процесса обеспечивается общим числом подвижных дислокаций, которые выходят на поверхность в процессе циклического деформирования материала.

Согласно выражению (2.1) изменение площади поверхности ΔA относительно исходного значения A количественно можно опи-

сать величиной пластической деформации поверхности. Следовательно, значение ε_a является характеристикой ДР, причем обобщенной характеристикой, так как она дает количественную оценку ДР в трехмерном пространстве. Рассмотрим, как согласуется параметр ε_a с показателями ДР на плоскости и в нормальном к ней направлении.

Пусть на участке поверхности плакирующего слоя площадью A и толщиной t , за счет локального пластического деформирования образовалась зона ДР площадью S , ограниченная периметром p (произвольной формы) и имеющая среднюю высоту h (рис.2.34).

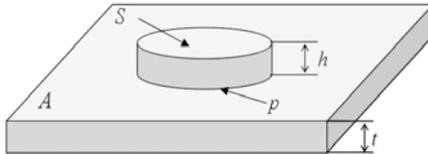


Рис.2.34. Схема формирования ДР на поверхности плакирующего слоя

Так как локальная зона ДР ограничивается областью с периметром p , то приращение площади поверхности будет равно

$$\Delta A = ph,$$

а пластическая деформация, согласно (2.1), определится как

$$\varepsilon_a = \frac{\Delta A}{A} = \frac{ph}{A}. \quad (2.24)$$

Подставив в (2.24) выражение (2.2), получим зависимость пластической деформации поверхности от параметра насыщенности ДР:

$$\varepsilon_a = \frac{\Delta A}{A} = \frac{ph}{S} D. \quad (2.25)$$

Формулы (2.24) и (2.25) устанавливают связь обобщенной характеристики ДР (ε_a) с параметрами, характеризующими ДР на плоскости (параметры p, S, D) и в направлении, нормальном к поверхности (параметр h).

Смысловое отличие тождественных выражений (2.24) и (2.25) состоит в том, что в (2.25) входит отношение периметра области ДР к ее площади p/S – одного из определяющих параметров фрактальной геометрии, характеризующего форму плоских объек-

тов. Это прямым образом подтверждает обоснованность использования показателя фрактальной размерности для количественной оценки насыщенности ДР на поверхности плакированных конструкционных алюминиевых сплавов при циклическом нагружении (см. п.1.3.3.).

На основании рассмотренной схемы формирования ДР на поверхности можно объяснить негативное влияние плакирующего слоя сплава Д16АТ на усталостную прочность.

Интенсивное циклическое упругопластическое деформирование поверхности плакирующего слоя (рис.2.31) будет приводить к его пластическому разрыхлению и, как следствие, к увеличению его объема [48-50]. Для описания этого явления запишем формулу (2.25) с учетом соотношения (2.2) в виде

$$\varepsilon_a = \frac{hS}{fA},$$

где используется обозначение фрактального параметра:

$$f = \frac{S}{p}. \quad (2.26)$$

Согласно принятой схемы (рис.2.34), приращение объема плакирующего слоя из-за формирования ДР на площади A определится как

$$\Delta V_p = hS, \quad (2.27)$$

а его объем до деформирования будет равен

$$V_{pl} = At, \quad (2.28)$$

где t – толщина плакирующего слоя в исходном состоянии.

Вводим параметр поврежденности ω , характеризующий деструкцию объема плакирующего слоя:

$$\omega = \frac{\Delta V_p}{V_{pl}}. \quad (2.29)$$

Подставив в формулу (2.29) соотношения (2.27), (2.28) и (2.24), получим зависимость параметра поврежденности поверхности от величины ее пластической деформации ε_a и значения фрактального параметра f :

$$\omega = \varepsilon_a \frac{f}{t}. \quad (2.30)$$

Следует отметить, что согласно формуле (2.30) поврежденность плакирующего слоя не зависит в явном виде от параметра h . Изменение рельефа поверхности, вызванное его развитием в нормальном к поверхности направлении (шероховатость), описывается в (2.30) значением пластической деформации ε_a .

Изменение шероховатости поверхности в процессе развития ДР (рис.2.13) можно охарактеризовать показателем R_a (2.3), причем

$$\Delta R_a = R_{ap} - R_{a0},$$

где R_{a0} – шероховатость поверхности в исходном состоянии; R_{ap} – значение шероховатости при фиксированном числе циклов нагружения.

Вполне очевидно, что усредненное по поверхности A значение приращения шероховатости ΔR_a должно зависеть от параметра h , причем принимаем эту зависимость как линейную:

$$\Delta R_a \propto \alpha h, \quad (2.31)$$

где α – коэффициент пропорциональности.

Так как ΔR_a является приращением усредненного показателя шероховатости по отношению к исходному состоянию (когда $D=0$), можно предположить, что этот показатель зависит от величины площади, свободной от следов ДР: $A-S$ (рис. 2.34). Тогда, учитывая (2.31), запишем

$$\Delta R_a = \alpha(1-D)h,$$

или

$$h = \frac{\Delta R_a}{\alpha(1-D)}. \quad (2.32)$$

Подставив (2.32) в формулу (2.24) и учитывая обозначение (2.26), получим выражение для пластической деформации поверхности

$$\varepsilon_a = \frac{\Delta R_a D}{\alpha f(1-D)} = \frac{\Delta R_a}{\alpha f} D_y. \quad (2.33)$$

где

$$D_y = \frac{S}{A-S} = \frac{D}{1-D}.$$

С учетом формулы (2.33) поврежденность (2.30) запишется в виде

$$\omega = \frac{\Delta R_a}{\alpha t} D_y. \quad (2.34)$$

Выражение (2.34) определяет зависимость поврежденности от параметров развития ДР на плоскости (D_y) и в нормальном к плоскости направлении (ΔR_a).

Таким образом, пластическое деформирование плакирующего слоя, сопровождающееся формированием и распространением ДР на поверхности, приводит к его деструкции. Дефекты сплошности в плакирующем слое, особенно те, которые располагаются на границе раздела с основным сплавом, за счет локальных перенапряжений при циклическом упрочнении (алюминий относится к циклически упрочняющимся материалам) могут инициировать разрушение (возникновение трещин) в несущем материале. Этим объясняется эффект снижения сопротивления усталостной прочности плакируемых материалов, в том числе и конструкционного сплава Д16АТ (рис.2.30).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Карускевич М.В.* Ориентационная зависимость усталости алюминиевого сплава // Динамика технического состояния конструкции воздушных судов гражданской авиации в процессе эксплуатации и ремонта. – 1987. – С. 3-6.
2. *Miyoshi K.* Surface characterization techniques: an overview // Glenn Research Center of NASA. – NASA/TM 211497. – Glenn, 2002. – 45 p.
3. *Shamir J.* Optical systems and processes. – Washington : SPIE Press, 1999. – 434 p.
4. *Caber P. J., Martinek S.J., Niemann R.J.* A new interferometric profiler for smooth and rough surfaces // WYKO Technical Bulletin 1993-27A, WYKO, Tucson, AZ. – 1993. – P. 1-14.
5. *Игнатович С. Р., Шмаров В.Н., Закиев И.М.* Аппаратурный комплекс для микро- и нанотестирования поверхности материалов и покрытий // Технологические системы. – 2009. – № 5 (49). – С. 72–78.
6. *Игнатович С.Р., Закиев И.М., Закиев В.И.* Бесконтактный оптический профилометр // Сб. материалов Третьей междунар. конф. «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов», (Москва, октябрь 12-15, 2009) – Т.2. – М.: Интерконтакт Наука, 2009. – С. 228–229.
7. *Игнатович С.Р., Карускевич О.М., Карускевич М.В.* Эволюция поврежденности сплава Д-16АТ у концентратора на стадии до зарождения усталостной трещины // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 4 (12). – С. 29– 32.
8. *Игнатович С.Р., Закиев И.М., Закиев В.И., Юцкевич С.С.* Патент на корисну модель № 39972 Україна, G01B 9/02; 11/30. Безконтактний тривимірний профілометр. — № 200809989; заявл. 01.08.2008; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6. – 3 с.: 2 іл.
9. *Игнатович С.Р., Шмаров В.Н., Закиев И.М.* др. Профилометр для контроля микро/нано топографии поверхности методом оптической интерферометрии // Нанотехнологии: Сб. докл. Харьковской нанотехнологической ассамблеи-2008. – Т.1. – Харьков : ХФТИ, 2008. – С. 202–205.

10. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Юцкевич С.С., Маслак Т.П.* Деформационный рельеф поверхности как показатель усталостной поврежденности авиационных сплавов на основе алюминия // Сб. матер. III-й междунар. конф. «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов», (Москва, октябрь 12-15, 2009) – Т.1. – М.: Интерконтакт Наука, 2009. – С. 53–54.
11. *Игнатович С.Р., Юцкевич С.С.* Контроль усталости сплава Д16АТ по характеристикам деформационного рельефа поверхности // Физико-хим. механ. матер. – 2011. – Т. 47, № 5. – С. 60-65.
12. *Дорошенко С.Ю., Игнатович С.Р., Юцкевич С.С.* Методика исследования распределения остаточных микродеформаций на поверхности плакированного слоя алюминиевых образцов // Авиационно-косм. техника и технология: Вип. 8 (95) – Х.: ХАИ, 2012 – С. 154-159
13. *Засимчук Е.Е., Карускевич М.В., Радченко А.И., Лебедев Ю.А.* А.с. 15802118 СССР, G 01 N 3/32. Способ контроля усталостной повреждаемости элементов конструкций (СССР). – № 4383976/25–28; заявл. 20.01.88; опубл. 20.08.02, Бюл. № 27.
14. *Zasimchuk E.E., Karuskevich M.V., Radchenko A.I.* Single-crystal as an indicator of fatigue damage // *Fatig. Fract. Engng. Mater. Struct.* – Vol.15. – 1993. – № 12. – P. 1281-1283.
15. *Zasimchuk E.E., Gordienko Yu., Karuskevich M.V., Mc. Ewen R.* Computer-aided topography analysis of self-similar smart structures to estimation of fatigue damage in metallic aircraft structures // *Proc. Of Int. Conf. “СМЕМ 99”*. – 1999. – P.223-226.
16. *Карускевич М.В., Карускевич О.М.* Мониторинг деградации прочности авиационных конструкций с помощью монокристаллических индикаторов // Проблемы системного подхода в экономике. – Киев. КМУГА. – 2000. – С. 96-101.
17. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М. та ін.* Мониторинг утоми конструкційних алюмінієвих сплавів // *Вісник НАУ*. – 2004. – № 1 (19). – С. 88-91.
18. *Gordienko Yu., Zasimchuk E., Karuskevich M.* Smart sensors for monitoring of fatigue damage and exhausting of exploitation resource in intelligent transportation system // *Sensors and Transducers, Second Edition*, ed. Ronald K. Urgan, SAE International, ISBN: 978-0-7680-1299-6.-2001.DOI: 10.4271/2001-01-3178.

19. *Alonso J.J., Zasimchuk O.E., Gordienko Yu.G., Karuskevich M.V.* Single crystal “Smart” sensors of fatigue damage (summary on the results of the scientific project INTAS-AIRBUS-1547-99) // Proc. of INTAS Monitoring Conference, Katsiveli, Ukraine . – 2002. – P.30-40.
20. *Мандельброт Б.* Фрактальная геометрия природы. – М.: Институт компьютерных исследований, 2002. – 656 с.
21. *Lovejoy S.* Area-perimeter relation for rain and cloud areas // Science, – 1982. – № 216. – P. 185-87.
22. *Карускевич М.В., Корчук О.Ю., Маслак Т.П. та ін.* Фрактальність деформаційного рельєфу полікристалічного алюмінію // Вісник НАУ. – 2006. – № 2. – С.78-81.
23. *Карускевич М.В., Маслак Т.П., Корчук Е.Ю. и др.* Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа // Пробл. прочности. – 2008. – № 6 (396). – С.128-135.
24. *Журавель І.М., Воробель Р.А.* Обчислення фрактальних розмірностей з використанням поверхневого інтегралу // Відбір і обробка інформації, 2007. – Вип. 26(102), – С.95-98.
25. *Карускевич М.В., Журавель І.М., Маслак Т.П.* Застосування фрактальної геометрії в задачах прогнозування залишкового ресурсу авіаційних конструкцій // Фізико-хімічна механіка матеріалів. – 2011. - № 6. – С. 48 - 52.
26. *Gordienko G., Zasimchuk E., Karuskevich M.* Forecasting the critical state of deformed crystal by analysis of smart defect structure. Fractal characteristics and percolation critical indexes // Proceed. 17-th Conference on Sensors and Their Applications (Dublin, Ireland, September 10-13, 1995). – P.387-392.
27. *Проников А.С.* Надежность машин. – М.: Машиностроение, 1978. – 592 с.
28. *Игнатович С.Р.* Критические значения концентрации накопленных рассеянных повреждений // Пробл. прочности.– 1995.–№ 4.–С.61-68.
29. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Дорошенко Е.Ю.* Математическая модель формирования кластеров деформационного рельефа на поверхности плакирующего слоя конструкционных алюминиевых сплавов // Авіац.-косм. техніка і технологія. – 2011. – № 2. – С.223-228.

30. Шкловский Б.И., Эфрос А.Л. Электронные свойства легированных полупроводников – М.: Наука, 1979. – 416 с.
31. *Эфрос А.Л.* Физика и геометрия беспорядка. – М.: Наука, 1982. – 176 с.
32. *Кукса Л.В., Лебедев А.А., Ковальчук Б.И.* О законах распределения микродеформаций в двухфазных поликристаллических сплавах при простом и сложном нагружениях // Пробл. прочности. – 1986. – № 1. – С. 7-11.
33. *Ignatovich S., Ninasivincha Soto F.F.* A statistical model for coalescence of dispersed flaws // Fracture from Defects / Eds.: M.W. Brown, E.R. de los Rios and K.J. Miller. - EMAS Publishing, UK, 1998. - V.2. - P. 1077-1082.
34. *Челидзе Т.Л.* Методы теории перколяции в механике разрушения // Механика тв. тела. – 1983. – № 6. – С. 114-123.
35. *Журков С.Н., Куксенко В.С., Петров В.А.* Можно ли прогнозировать разрушение? // Будущее науки. – М.: Знание, 1983. – С.100–111.
36. *Журков С.Н., Куксенко В.С., Петров В.А. и др.* О прогнозировании разрушения горных пород // Физика земли. – 1977. – № 6. – С. 11-18.
37. *Петров В.А.* О механизме и кинетике макроразрушения // Физика тв. тела. – 1979. – 21, № 12. – С. 3681-3686.
38. *Белецкий В.М., Кривов Г.А.* Алюминиевые сплавы. – К.: Коминтех. – 2005. – 364 с.
39. *Степнов М.Н., Гиацинтов Е.В.* Усталость легких конструкционных сплавов. – М.: Машиностроение, 1973. – 320с.
40. *Панков А.Т.* Влияние плакирующего слоя на характеристики прочности конструкционных алюминиевых сплавов и эффективность их антикоррозионной защиты: автореф. дис. на получение науч. степени канд. техн. наук: спец. 01.02.03 «Сопротивление материалов и строительная механика». – К., 1975. – 23 с.
41. *Прочность машин и конструкций при переменных нагрузках* // Научные школы МАТИ / Под общ. ред. Л.В. Агамирова. М: МАТИ, 2001. – 136 с.
42. *Шонин В.А., Машин В.С., Мурашов А.П. и др.* Роль защитного покрытия в сварных соединениях алюминиевого сплава на сопротивление усталости // Автоматическая сварка. – 2009. – № 3. – С. 23–26.

43. *Игнатович С. Р., Шмаров В.Н., Юцкевич С.С.* Особенности формирования деформационного рельефа на поверхности сплава Д16АТ при усталости // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – № 10. – С. 132–136.
44. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Юцкевич С.С. и др.* Эволюция деформационного рельефа плакированного слоя алюминиевого сплава Д16АТ при усталости // *Праці Міжнародної НТК «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування»* (Тернопіль, Україна, вересень 21-24, 2009) – Тернопіль: ГДТУ, 2009. – С. 47–53.
45. *С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, С.С. Юцкевич, и др.* Деформационный рельеф поверхности как показатель усталостной поврежденности авиационных сплавов на основе алюминия // *Сб. матер. III-й междунар. конф. «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов»* (Москва, октябрь 12-15, 2009) – Т.1. – М.: Интерконтакт Наука, 2009. – С. 53–54.
46. *Головин С. А., Пушкар А.* Микропластичность и усталость металлов. – М. : Металлургия, 1980. – 240 с.
47. *Владимиров В.И.* Физическая природа разрушения металлов. – М.: Металлургия, 1984. – 280 с.
48. *Бетехтин В.И., Владимиров В.И., Кадомцев А.Г.* Пластическая деформация и разрушение кристаллических тел. Сообщ.1. Деформация и развитие микротрещин // *Пробл. прочности.* – 1979. – № 7.– С. 38–45.
49. *Гриднев В.Н., Гаверилук В.Г., Мешков Ю.Я.* Исследование плотности деформированных металлов и сплавов // *Физическая природа пластической деформации.* – К.: Наук. думка, 1966. – С. 89–98.
50. *Рыбакина О.Г., Сидорин Я.С.* Экспериментальное исследование закономерностей пластического разрыхления металлов // *Инж. журнал. Механика твердого тела.* – 1966. – № 1. – С. 120–124

Глава 3. МЕТОДОЛОГИЯ КОНТРОЛЯ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ПАРАМЕТРАМ ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА

3.1. Влияние режимов циклического нагружения на деформационный рельеф плакирующего слоя

Чувствительность параметров ДР к максимальному напряжению цикла доказана в условиях нагружения осевым циклическим растяжением и консольным изгибом [1]. Испытания включали нагружения в широком диапазоне циклических напряжений, отражающем спектр эксплуатационной нагруженности авиационных конструкций, изготовленных из алюминиевых сплавов.

3.1.1. Влияние действующих напряжений на развитие деформационного рельефа в условиях циклического осевого растяжения и консольного изгиба

Испытания при циклическом осевом растяжении (коэффициент асимметрии цикла $R = 0$) с различными значениями максимального напряжения в цикле проводились на образцах плакированного сплава Д16АТ с концентратором напряжений в виде центрального отверстия.

В процессе испытаний периодически (после определенной циклической наработки) контролировалось состояние поверхности вблизи концентратора напряжений, а также фиксировалось количество циклов нагружения до появления усталостной трещины длиной 1,0 мм и количество циклов нагружения до полного разрушения. Результаты исследований приведены на рис. 3.1.

Полученные данные свидетельствуют о снижении скорости развития рельефа в процессе циклического нагружения. Это соответствует общим представлениям о процессе накопления повреждения [2,3].

Анализ полученных результатов показал, что зависимости параметра насыщенности D от количества циклов нагружения N удовлетворительно аппроксимируются логарифмической функцией. Соответствующие регрессионные уравнения и значения коэффициентов детерминации приведены в табл. 3.1.

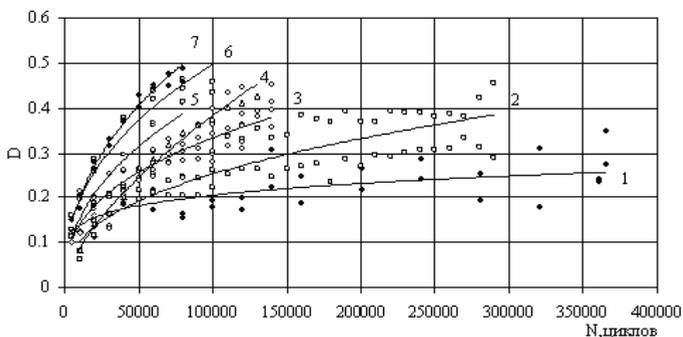


Рис. 3.1. Зависимость параметра D от циклической наработки при различных значениях максимального напряжения в цикле σ_{\max} : 77 МПа (1); 82 МПа (2); 96 МПа (3); 106 МПа (4); 115 МПа (5); 130 МПа (6); 135 МПа (7)

Таблица 3.1

Регрессионные уравнения зависимостей параметра D от N при циклическом растяжении

Режим нагружения	Уравнения регрессии	Коэффициент корреляции
$\sigma_{\max} = 77$ МПа	$D = 0,0338 \ln N - 0,1768$	0,5012
$\sigma_{\max} = 82$ МПа	$D = 0,0849 \ln N - 0,7059$	0,7224
$\sigma_{\max} = 96$ МПа	$D = 0,0889 \ln N - 0,6906$	0,7625
$\sigma_{\max} = 106$ МПа	$D = 0,1363 \ln N - 1,2193$	0,9291
$\sigma_{\max} = 115$ МПа	$D = 0,1055 \ln N - 0,8132$	0,8272
$\sigma_{\max} = 130$ МПа	$D = 0,1086 \ln N - 0,7889$	0,9674
$\sigma_{\max} = 135$ МПа	$D = 0,1421 \ln N - 1,1273$	0,979

Исследование эволюции ДР при различных режимах нагружения (табл. 3.1) указывает на чувствительность параметра D к максимальному напряжению в цикле.

Обобщенная зависимость, отражающая влияние максимального напряжения цикла нагружения σ_{\max} на параметр D описывается регрессионным уравнением (коэффициент корреляции $R^2 = 0,79$)

$$D = -0,1828 + 3,2 \cdot 10^{-6} N + 2,87 \cdot 10^{-3} \sigma_{\max} .$$

Таким образом, насыщенность поверхности плакирующего слоя следами ДР возрастает с числом циклов нагружения и зависит от действующего напряжения цикла. При увеличении напряжения процесс насыщенности поверхности следами ДР интенсифицируется. На основании этого можно утверждать, что насыщенность ДР может служить мерой повреждения сплава и характеристикой истощения ресурса деталей.

Исследования эволюции ДР проводились на первой стадии усталостного разрушения – на стадии до образования трещины длиной 1 мм. Данное событие может быть выбрано в качестве критерия предельного состояния. Рассмотрим, какая насыщенность ДР соответствуют предельному состоянию, и зависит ли это значение от уровня действующих напряжений в цикле.

Согласно полученным экспериментальным данным предельные значения параметра D при образовании усталостной трещины длиной 1 мм практически не изменяются для различных значений максимальных напряжений цикла (от 70 до 120 МПа) и лежат в интервале 0,35...0,5 (рис.3.2).

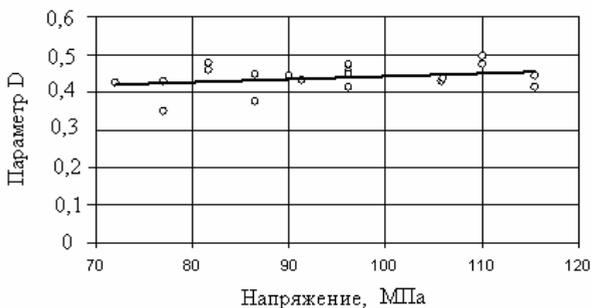


Рис. 3.2. Зависимость предельных значений параметра D от уровня максимального напряжения в цикле нагружения

Данное обстоятельство свидетельствует об инвариантности предельного значения параметра D по отношению к уровню действующих циклических напряжений, что дает возможность производить оценку накопленного повреждения и прогнозирование остаточного ресурса конструкций для различной нагруженности.

Для практического использования полученных результатов полезно располагать обобщенной зависимостью параметра D от относительной наработки \bar{N} , где \bar{N} – отношение текущего количества циклов нагружения N к числу циклов N_c до предельного состояния (рис.3.3). Уравнение, описывающее такую зависимость для различных значений максимального напряжения в цикле (от 70 до 120 МПа), имеет вид:

$$D = 0,1163 \ln \bar{N} + 0,4168. \quad (3.1)$$

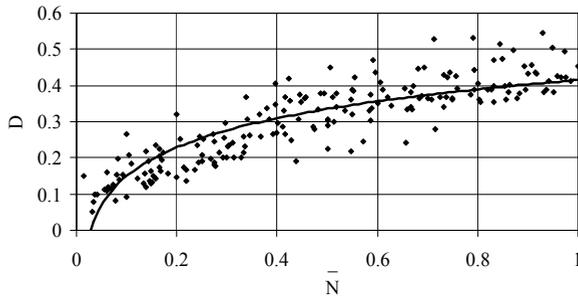


Рис. 3.3. Зависимость параметра D от относительной наработки при циклическом растяжении с различными максимальными напряжениями в цикле

Испытания в условиях консольного асимметричного изгиба (коэффициент асимметрии цикла $R=0$) показали те же закономерности изменения показателей ДР, которые были обнаружены при циклическом растяжении (рис.3.4).

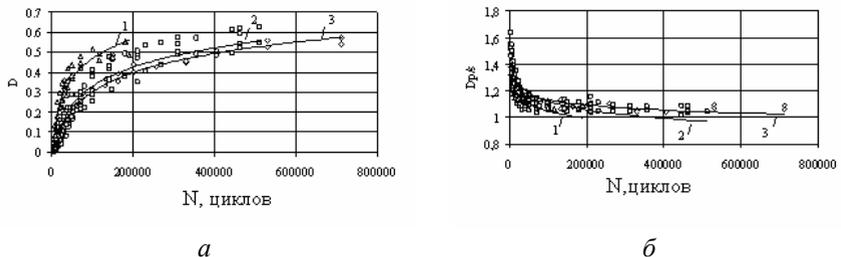


Рис. 3.4. Изменение параметра D (а) и фрактальной размерности $D_{P/S}$ (б) при циклическом консольном изгибе для различных значений максимального напряжения в цикле σ_{\max} : 234,5 МПа (1); 173 МПа (2); 147 МПа (3)

Полученные результаты представлены в виде регрессионных зависимостей, которые сведены в табл. 3.2 и 3.3.

Таблица 3.2

Регрессионные уравнения зависимостей параметра D от числа циклов N при циклическом растяжении

Режим нагружения	Уравнения регрессии	Коэффициент корреляции
$\sigma_{\max} = 147 \text{ МПа}$	$D = 0,138 \ln N - 1,287$	0,98
$\sigma_{\max} = 173 \text{ МПа}$	$D = 0,1375 \ln N - 1,2525$	0,92
$\sigma_{\max} = 234,5 \text{ МПа}$	$D = 0,141 \ln N - 1,1619$	0,94

Таблица 3.3

Регрессионные уравнения зависимостей фрактальной размерности $D_{P/S}$ от числа циклов N при циклическом растяжении

Режим нагружения	Уравнения регрессии	Коэффициент корреляции
$\sigma_{\max} = 147 \text{ МПа}$	$D_{P/S} = -0,0544 \ln N + 1,7572$	0,72
$\sigma_{\max} = 173 \text{ МПа}$	$D_{P/S} = -0,0914 \ln N + 2,173$	0,78
$\sigma_{\max} = 234,5 \text{ МПа}$	$D_{P/S} = -0,0774 \ln N + 1,9394$	0,75

Результаты, приведенные на рис. 3.4, становятся более компактными, если их представить в виде зависимостей от относительной наработки \bar{N} , выраженной в процентах (рис.3.5).

Регрессионные уравнения соответствующих зависимостей представлены в табл. 3.4 и 3.5.

Компактный разброс точек на графиках (рис.3.5) позволяет сделать вывод о слабой зависимости показателей ДР от напряжений в цикле и, следовательно, о возможности описания данных результатов обобщенными регрессионными уравнениями:

$$D = 0,1238 \ln \bar{N} + 0,6084, (R^2 = 0,8786); \quad (3.2)$$

$$D_{P/S} = -0,0754 \ln \bar{N} + 1,3034, (R^2 = 0,7361). \quad (3.3)$$

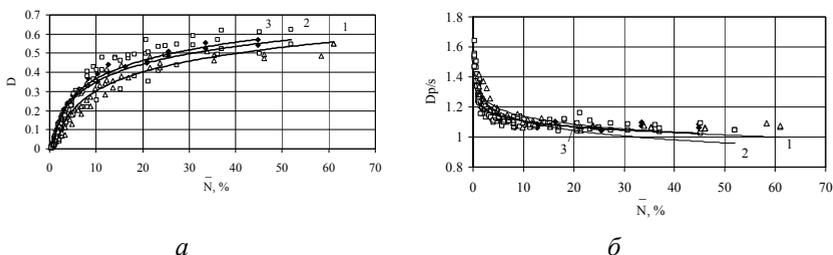


Рис. 3.5. Изменение параметра D (а) и фрактальной размерности $D_{P/S}$ (б) от относительной наработки при консольном изгибе для различных значений максимального напряжения в цикле: σ_{\max} : 235 МПа (1); 173 МПа (2); 147 МПа (3)

Таблица 3.4

Регрессионные уравнения зависимостей параметра D от относительной наработки \bar{N} при консольном изгибе.

Режим нагружения	Уравнения регрессии	Коэффициент корреляции
$\sigma_{\max} = 147$ МПа	$D = 0,1381 \ln \bar{N}\% + 0,0483$	0,99
$\sigma_{\max} = 173$ МПа	$D = 0,1332 \ln \bar{N}\% + 0,0441$	0,91
$\sigma_{\max} = 235$ МПа	$D = 0,1416 \ln \bar{N}\% - 0,0234$	0,93

Таблица 3.5

Регрессионные уравнения зависимостей фрактальной размерности $D_{P/S}$ от относительной наработки \bar{N} при консольном изгибе

Режим нагружения	Уравнения регрессии	Коэффициент корреляции
$\sigma_{\max} = 147$ МПа	$D_{P/S} = -0,0544 \ln \bar{N}\% + 1,2314$	0,72
$\sigma_{\max} = 173$ МПа	$D_{P/S} = -0,0899 \ln \bar{N}\% + 1,3126$	0,79
$\sigma_{\max} = 235$ МПа	$D_{P/S} = -0,0774 \ln \bar{N}\% + 1,3169$	0,74

Стадийность процесса формирования и развития ДР отчетливо проявляется при представлении экспериментальных данных в двойных логарифмических координатах (рис.3.6)

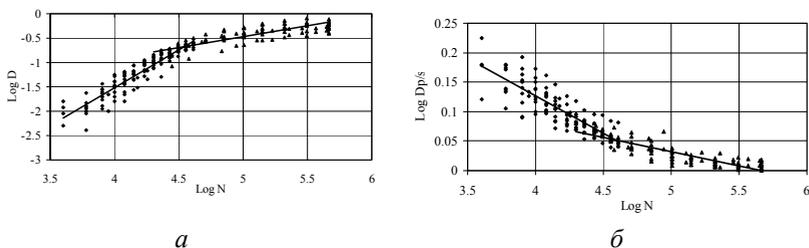


Рис. 3.6. Стадийность изменения параметра D (а) и фрактальной размерности $D_{P/S}$ (б) при консольном изгибе и максимального напряжения в цикле $\sigma_{\max} = 173$ МПа

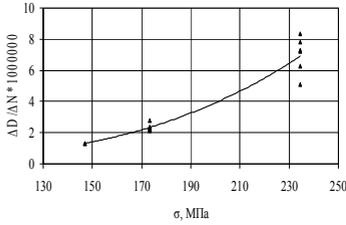
Представленные на рис.3.6 а данные указывают на изменение скорости развития насыщенности ДР при наработке, соответствующей $N = 5,2 \cdot 10^4$ циклов ($\log N \approx 4,7$). При этом же значении наработки имеет место перелом на зависимости фрактальной размерности $D_{P/S}$ от числа циклов (рис.3.6 б).

Эволюция параметра D отражает монотонное увеличение площади кластеров ДР. Эволюция фрактальной размерности $D_{P/S}$ характеризует изменение формы и площади кластеров. Слияния кластеров рельефа приводит к уменьшению отношения их периметра к площади.

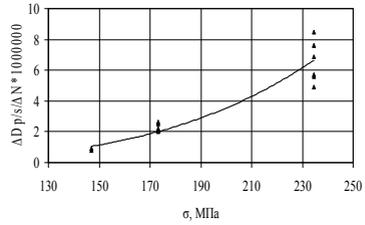
Первая стадия развития рельефа – это стадия быстрого роста количества кластеров и, соответственно, увеличение суммарной площади ДР. Вторая стадия – стадия насыщенности – характеризуется замедлением вовлечения новых участков поверхности в процесс микропластической деформации, обширным слиянием кластеров ДР. Отсутствие полос скольжения, экструзий и интрузий в определенном количестве кристаллитов обусловлена их неблагоприятной кристаллографической ориентацией [4].

Стадия интенсивного изменения параметров ДР (1-я стадия) составляет 15...20 % общего количества циклов до формирования трещины.

На второй стадии процесс изменения насыщенности рельефа замедляется, однако остается монотонным, что обеспечивает возможность контроля усталостной поврежденности и прогнозирования момента образования трещины. Скорость изменения параметров ДР и продолжительность его стадий развития зависят от уровня действующих напряжений (рис. 3.7).



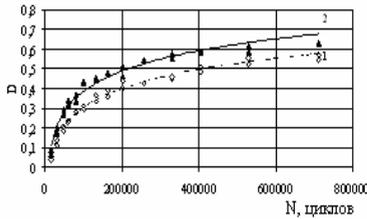
a



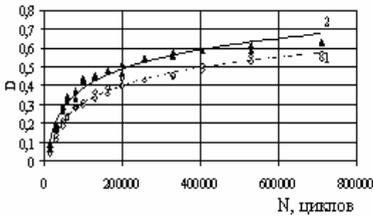
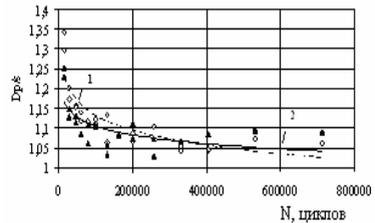
б

Рис. 3.7. Зависимости скорости изменения параметра насыщенности D (*a*) и скорости изменения фрактальной размерности $D_{P/S}$ (*б*) ДР от максимального напряжения цикла нагружения

При испытаниях на консольный изгиб изучалось влияние знака напряжений на показатели D и $D_{P/S}$. ДР поверхностного слоя формировался в условиях растяжения и сжатия на противоположных поверхностях одних и тех же образцов при равных абсолютных значениях максимального напряжения в цикле (рис.3.8).



a



б

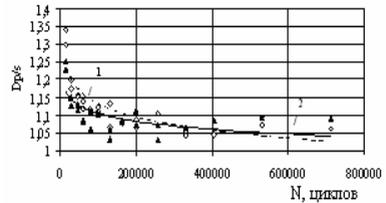


Рис. 3.8. Зависимость показателей ДР D и $D_{P/S}$ от числа циклов нагружения при консольном изгибе с различными значениями растягивающего (1) и сжимающего (2) максимального напряжения в цикле (коэффициент асимметрии цикла $R = 0$). $\sigma_{\max} = \pm 147$ МПа (*a*); ± 235 МПа (*б*)

Согласно результатам экспериментальных исследований знак максимального напряжения в цикле не оказывает существенного влияния на изменение показателей рельефа в процессе циклического отнулевого ($R = 0$) нагружения.

Отсутствие влияния знака действующих напряжений подтверждается результатами исследований ДР при циклическом нагружении консольным изгибом и различной асимметрии цикла (рис.3.9).

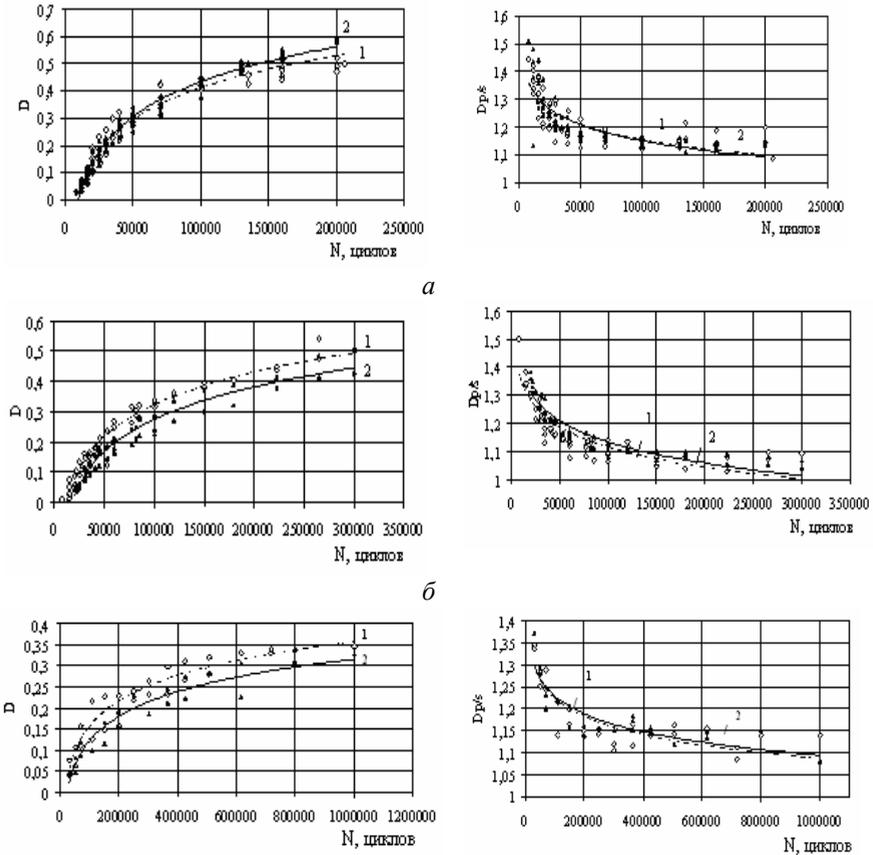


Рис. 3.9. Изменение показателей ДР D и $D_{P/S}$ от числа циклов нагружения при консольном изгибе с максимальным напряжением в цикле 234,5 МПа (1) и $-234,5$ МПа (2) для различной асимметрии цикла: $R = 0,3$ (а); $R = 0,42$ (б); $R = 0,6$ (в)

Инвариантность показателей ДР по отношению к знаку действующих напряжений связана с тем, что пластическое деформирование (сдвиговые процессы) в поверхностном слое обусловлено касательными, а не нормальными напряжениями.

3.1.2. Изменение насыщенности деформационного рельефа при случайном циклическом нагружении

На элементы конструкции ЛА в эксплуатации воздействуют случайные нагрузки, имеющие случайную последовательность действия по величине и направлению. Это нагрузки от действия беспокойного воздуха, неровностей аэродромов, разнообразные акустические воздействия (шум двигателя, срывы потока, турбулентность пограничного слоя), вибрационные нагрузки [5].

На рис. 3.10 показана схема изменения напряжений в обшивке крыла транспортного самолета за время полета [6]. Полет начинается с запуска двигателей и заканчивается с их остановкой, включая все операции руления. На нижней поверхности крыла в начале и конце полета действуют случайные напряжения от неровностей аэродрома, накладывающиеся на напряжение сжатия, обусловленное действием массы крыла, наполненного топливом. Резкое увеличение уровня напряжений обусловлено действием подъемной силы. По мере выработки топлива средний уровень напряжений, соответствующий горизонтальному полету, снижается. В полете имеются циклы от маневров (уборка закрылка) и случайные циклы нагрузок от действия беспокойного воздуха.



Рис.3.10. Схема нагружения нижней части обшивки крыла самолета

Для анализа усталостной прочности элементов авиационных конструкций на основании подобных схем нагружения (рис.3.10) выделяется цикл ЗВЗ (земля – воздух – земля), представляющий собой полное изменение напряжений за время полета – от минимального значения при движении по земле до наибольшего напряжения в полете [5]. Параметры цикла ЗВЗ – размах и уровни экстремальных значений напряжений оказывают большое влияние на выносливость элемента конструкции. Повреждение от этих циклов составляет обычно 30...70 % полного повреждения, а нередко и 80...90 % [5].

Исследования поведения ДР в при случайном нагружении осуществлялось на плоских образцах из сплава Д16АТ с концентратором в виде центрального отверстия [7]. Результаты исследований изложены в работах [8-14].

Циклическое растяжение образцов осуществлялось на сервогидравлической испытательной установке с цифровым управлением Vi-00-202V [15]. Для имитации эксплуатационного нагружения использовалась программа квазислучайного спектра нагружения MiniTWIST [16,17]. Программа нагружение позволяет реализовать в эксперименте сложные последовательности чередования полциклов, которые различаются по амплитуде и асимметрии цикла нагружения. MiniTWIST – это частный случай программы случайного нагружения TWIST [17]. Ее отличие от программы TWIST заключается в уменьшенном количестве циклов нагружения. Основные параметры программ испытаний TWIST и MiniTWIST, которые формируют блок из 4 000 полетов, приведены в табл. 3.6 (значения программы TWIST указаны в скобках).

В табл. 3.6 приведены следующие параметры и обозначения

Тип полета. Используется 10 типов полетов. По мере возрастания жесткости нагружения классификация начинается с типичного полета (J) и заканчивается тяжелым полетом (A). Степень жесткости полета определяется количеством и значением нагрузок.

Число конкретных типов полетов в блоке из 4 000 полетов. Определяется общее количество полетов различной жесткости в блоке из 4 000 полетов. Количество тех или иных типов полета в блоке строго регламентируется в соответствии с [15,16] и не может быть изменено.

Таблица 3.6

Определение типов полетов и числа циклов нагружения за полет [17]

Тип полета	Количество конкретных типов полетов в блоке из 4 000 полетов	Номер и величина уровня амплитуды σ_a/σ_m										Полное число циклов за полет
		I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	
		1,60	1,50	1,30	1,15	0,995	0,84	0,685	0,53	0,375	0,222	
Число циклов за полет												
A	1	1	1	1	4	8	18	64	112	391 (391)	0(900)	600 (1 500)
B	1		1	1	2	5	11	39	76	385(366)	0(899)	520 (1 400)
C	3			1	1	2	7	22	61	286 (277)	0(879)	380 (1 250)
D	9				1	1	2	14	44	208(208)	0(680)	270 (950)
E	24					1	1	6	24	168(165)	0(603)	200 (800)
F	60						1	3	19	107(115)	0(512)	130 (650)
G	181							1	7	72 (70)	0(412)	80 (490)
H	420								1	16 (16)	23(233)	40 (250)
I	1090									1 (1)	4 (69)	5 (70)
J	2211										2 (25)	2 (25)
Полное число циклов в блоке из 4 000 полетов		1	2	5	18	52	152	800	4 170	34 800 (34 800)	18 442 (358 665)	
Суммарное число циклов в блоке из 4 000 полетов		1	3	8	26	78	230	1 030	5 200	40 000	58 442 (398 665)	

Номер и величина уровня амплитуды σ_a/σ_m . Под уровнем амплитуды понимается относительная величина, равная отношению амплитуды напряжения (σ_a) к среднему значению напряжения спектра (σ_m). Все нагрузки приведены к 10 типам. Для их описания используется классификация, начиная с максимального уровня амплитуды $\sigma_a/\sigma_m = 1,6$ и заканчивая минимальным уровнем амплитуды $\sigma_a/\sigma_m = 0,222$.

Для генерации спектра нагружения (рис.3.11) используется следующий алгоритм:

1) с использованием генератора случайных чисел определяется тип полета (от полета «А» до «J»);

2) в зависимости от типа полета происходит «наполнение» полета значениями амплитуд нагружения σ_a/σ_m . Значение этих амплитуд откладывается от единицы (среднего значения напряжения спектра) вверх и вниз. Генератор случайных чисел задает значение σ_a/σ_m для верхней и нижней частей спектра;

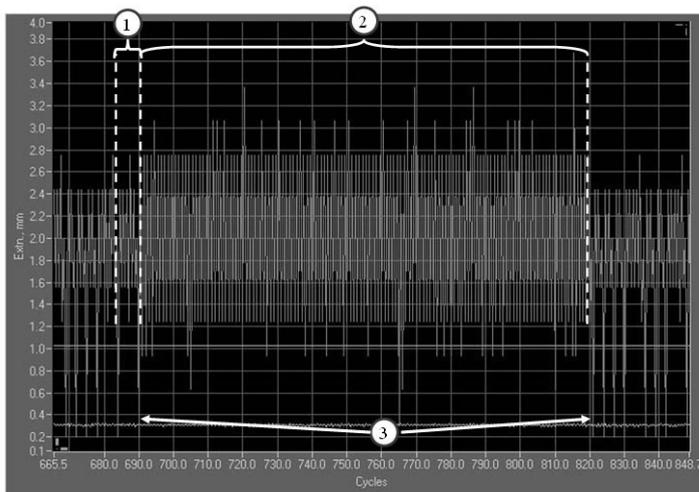


Рис.3.11. Фрагмент спектра нагружения программы MiniTWIST:
 1 – типичный полет; 2 - тяжелый полет; 3 – разовые нагрузки от посадки

3) при создании спектра было введено ограничение для минимального значения напряжения ($\sigma/\sigma_m \geq 0$), т.е. вместо $\sigma/\sigma_m = -0,6$ для нагрузки I, $\sigma/\sigma_m = -0,5$ для нагрузки II, $\sigma/\sigma_m = -0,3$ для нагрузки III и $\sigma/\sigma_m = -0,15$ для нагрузки IV в генерируемом спектре записывалось значение $\sigma/\sigma_m = 0$;

4) каждый полет завершается нагрузкой от посадки (в момент касания ВПП), которая вызывает сжатие обшивки на нижней части крыла. Однако из-за того, что испытания проводились на плоских образцах в условиях циклического растяжения, этой нагрузке присваивали значение $\sigma/\sigma_m = 0$.

По программе MiniTWIST образцы испытывались при среднем значении напряжения спектра $\sigma_m = 100$ МПа, 90 МПа и 80 МПа. Скорость нагружения – 75 кН/с. В программе нагружения сочетается беспорядочное чередования циклов в пределах блока и циклическое повторение одинаковых блоков.

Периодический контроль состояния поверхности производился после реализации одного блока нагружения, равного $N = 4\,000$ полетам. Показатели ДР на поверхности образцов у отверстия регист-

рировались интерференционным профилометром «Микрон-альфа» (п.2.1.2) [18-21]. Параметр насыщенности D в режиме работы профилометра «микроскоп», а показатель шероховатости поверхности R_a – в режиме «профилометр».

Для выявления особенностей поведения ДР в условиях случайного нагружения определялись и сопоставлялись его показатели при случайном и близком к нему по уровню нагруженности регулярном циклическом нагружении. С целью определения наиболее оптимального напряжения для контроля изменения ДР проведены усталостные испытания на долговечность до образования трещины длиной 0,5 мм. По результатам испытаний построена кривая усталости при случайном циклическом нагружении, где долговечность измеряется числом полетов (рис.3.12).

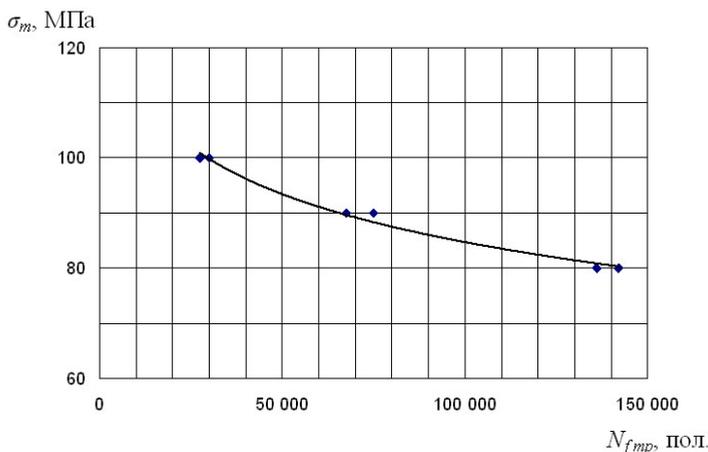


Рис.3.12. Кривая усталости плоских образцов, испытанных при случайном циклическом растяжении по программе MiniTWIST

Основываясь на полученных результатах по усталостной долговечности, последующее исследование рельефа при случайном нагружении проводилось для напряжения σ_m , равного 100 МПа, 90 МПа и 80 МПа. Напряжение 100 МПа соответствует среднему напряжению, которое возникает в обшивке самолета [22]. Напряжение $\sigma_m=80$ МПа и $\sigma_m=90$ МПа позволяет более детально исследовать эволюцию ДР при увеличении числа полетов [23].

Развитие насыщенности ДР для испытуемых образцов при регулярном и случайном режимах нагружения иллюстрируется графиками на рис.3.13 и 3.14. На каждом графике приведены зависимости параметра D для серии испытуемых образцов.

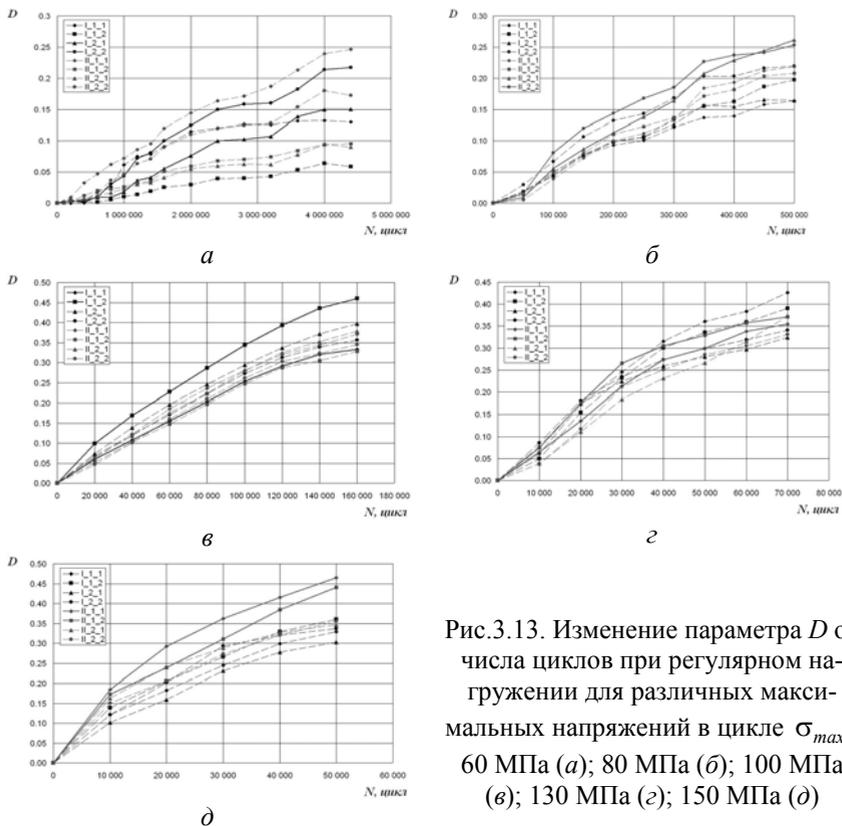
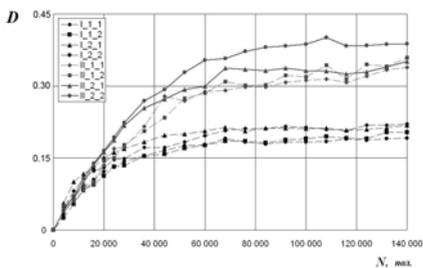
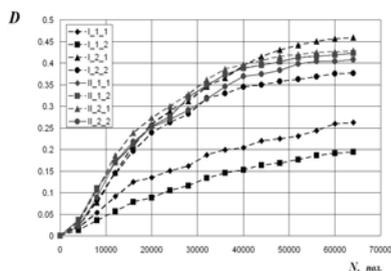


Рис.3.13. Изменение параметра D от числа циклов при регулярном нагружении для различных максимальных напряжений в цикле σ_{max} : 60 МПа (*a*); 80 МПа (*б*); 100 МПа (*в*); 130 МПа (*г*); 150 МПа (*д*)

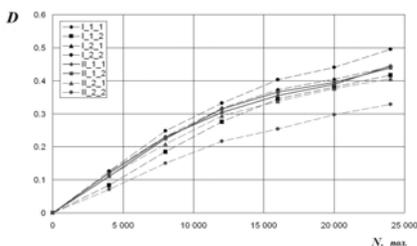
Формирование и распространение ДР на поверхности лакирующего слоя осуществляется с первых циклов нагружения. Наблюдается три стадии изменения насыщенности ДР в процессе циклического нагружения – на начальном этапе наработка скорость изменения параметра D относительно небольшая, затем интенсивность накопления ДР увеличивается с последующим уменьшением. Последний этап развития ДР характеризует стабилизацию насыщения поверхностного слоя следами пластического деформирования.



a



б



в

Рис.3.14. Изменение параметра D от числа циклов при случайном нагружении для различных значений среднего напряжения спектра σ_m : 80 МПа (*a*); 90 МПа (*б*). 90 МПа (*в*)

Полученные зависимости могут быть обобщены в виде

$$D = a\bar{N}^b, \quad (3.4)$$

где \bar{N} – относительная наработка с учетом числа циклов до образования трещины N_c ($\bar{N} = N/N_c$); a и b – коэффициенты аппроксимации, значения которых приведены в табл. 3.7 и 3.8.

Таблица 3.7

Коэффициенты аппроксимации для различных значений максимального напряжения в цикле при регулярном циклическом нагружении

Максимальное напряжение в цикле σ_{\max} , МПа	a	b	Коэффициент корреляции R^2
60	0,3279	0,7192	0,975
80	0,3832	0,8217	0,949
100	0,4084	0,8258	0,9753
130	0,3565	0,8853	0,9749
150	0,3849	0,7152	0,8906

Таблица 3.8

Коэффициенты аппроксимации для различных значений среднего напряжения в цикле при случайном циклическом нагружении

Среднее напряжение в цикле σ_m , МПа	a	b	Коэффициент корреляции R^2
80	0,3894	0,4069	0,9239
90	0,4150	0,4823	0,9156
100	0,3609	0,5493	0,9302

Необходимо отметить, что значения коэффициентов a и b не зависят от уровня действующих напряжений (рис.3.15). Следовательно, зависимость (3.4) является обобщающей для исследуемого диапазона действующих максимальных напряжений в цикле.

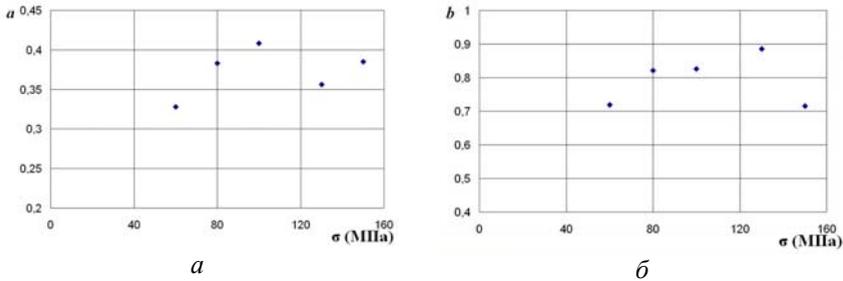


Рис. 3.15. Значения коэффициентов a (а) и b (б) функции (3.4) для действующих напряжений в цикле при регулярном циклическом нагружении

Основываясь на полученных результатах, можно записать следующие обобщающие выражения:

– для регулярного нагружения

$$D = 0,3656 \bar{N}^{0,8}; \quad (3.5)$$

– для случайного нагружения

$$D = 0,388 \bar{N}^{0,48}. \quad (3.6)$$

Аппроксимация экспериментальных данных зависимостями (3.5) и (3.6) показана на рис.3.16. и 3.17.

Согласно формулам (3.5) и (3.6) независимо от действующих напряжений трещина усталости образовывается ($\bar{N} \rightarrow 1$) при постоянном предельном значении насыщенности ДР $D_* \cong 0,4$.

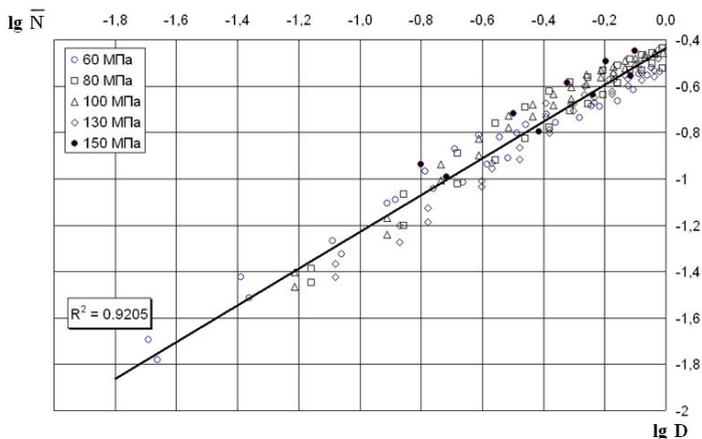


Рис.3.16. Аппроксимация зависимостью (3.5) (линия) экспериментальных данных (точки) по изменению параметра насыщенности ДР D от относительной наработки до образования трещины \bar{N} для различных значений максимального напряжения в цикле при регулярном циклическом нагружении

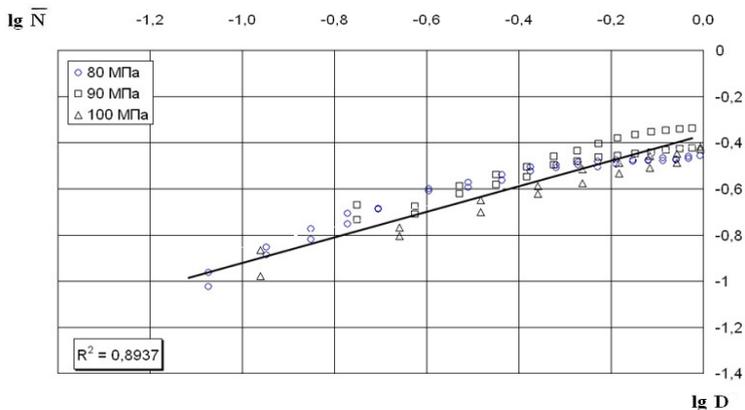


Рис.3.17. Аппроксимация зависимостью (3.6) (линия) экспериментальных данных (точки) по изменению параметра насыщенности ДР D от относительной наработки до образования трещины \bar{N} для различных значений максимального напряжения в цикле при случайном циклическом нагружении

Отметим, что такое же предельное значение насыщенности ДР следует из регрессионной зависимости (3.1): $D_* = 0,42$ при $\bar{N} = 1$. Совпадение полученных результатов свидетельствует об общности развития ДР на поверхности плакирующего слоя и процесса усталостной поврежденности при циклическом растяжении.

В условиях случайного нагружения зависимость параметра D от относительной наработки более нелинейная (показатель степени при \bar{N} равен 0,48), однако предельная насыщенность ДР соответствует значению для регулярного циклического растяжения.

Таким образом, по результатам исследования ДР при различных видах циклического нагружения установлено, что изменение насыщенности рельефа от относительного числа циклов не зависит от действующих напряжений. Это подтверждается экспериментальными данными по изменению параметра D в условиях регулярного циклического растяжения, полученными при испытаниях разных типов образцов (рис.3.3, зависимость (3.1) и рис.3.14, зависимость (3.4)), а также по изменению параметра D и показателя фрактальности $D_{P/S}$ в условиях регулярного циклического консольного изгиба (рис.3.5, зависимости (3.2) и (3.3)), а также при случайном циклическом растяжении (зависимость (3.4), табл.3.8).

Не зависит от напряжения и значение предельной насыщенности ДР. Следовательно, развитие ДР является инвариантным по отношению к действующим напряжениям до образования трещины. Это свидетельствует о фундаментальном значении насыщенности ДР плакирующего слоя и позволяет использовать параметр D в качестве критерия поврежденности для прогнозирования предельного состояния конструкций из сплава Д16АТ при усталости.

3.1.3 Изменение шероховатости и пластической деформации поверхности при регулярном и случайном циклическом нагружении

С использованием интерференционного профилометра «Микрон-альфа» (п.2.2.1) определялись количественные показатели ДР в нормальном к поверхности направлении – высота и шаг неровностей (шероховатость), а также определялся обобщенный показатель рельефа – величина пластической деформации поверхности, зависящая как от насыщенности ДР, так и от его топографии.

Величина неровностей деформированной поверхности (выступов и впадин), обусловленных экструзиями и интрузиями, количественно характеризуется параметром шероховатости R_a (2.3). Для каждой наработки, при которой производился контроль, определялось приращение параметра шероховатости $\Delta R_a = R_a - R_{a0}$, где R_{a0} – значение параметра шероховатости поверхности в исходном состоянии до нагружения. Для серии образцов, испытанных при регулярном циклическом нагружении с различными значениями максимального напряжения в цикле, изменение шероховатости поверхности от наработки представлено на графиках (рис.3.18).

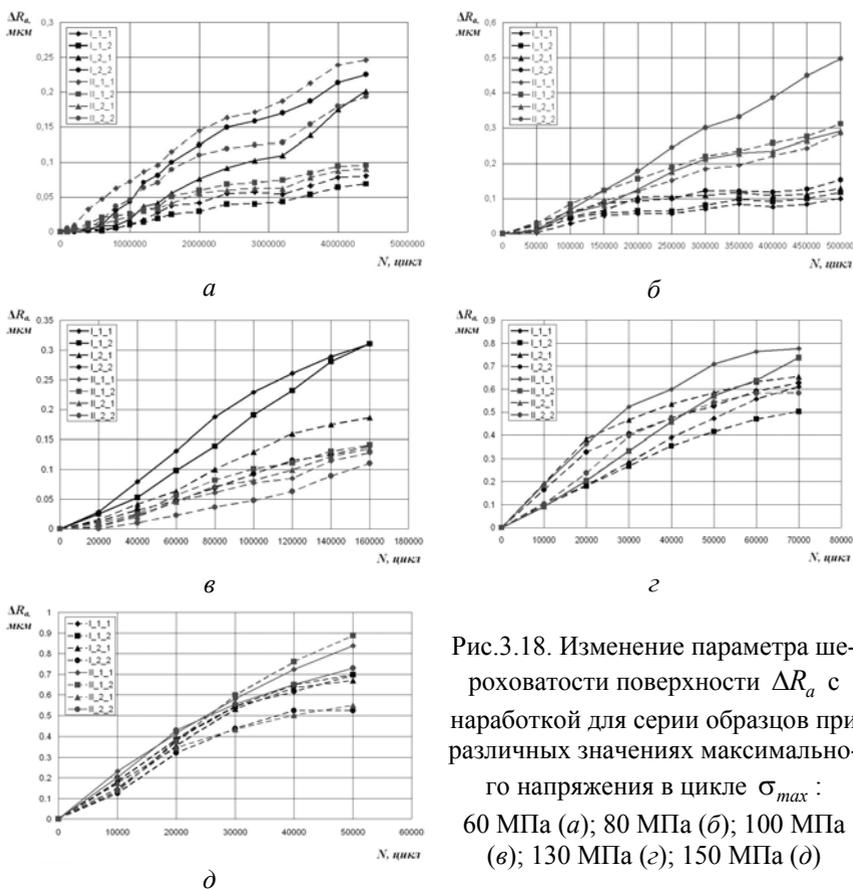


Рис.3.18. Изменение параметра шероховатости поверхности ΔR_a с наработкой для серии образцов при различных значениях максимального напряжения в цикле σ_{max} : 60 МПа (а); 80 МПа (б); 100 МПа (в); 130 МПа (г); 150 МПа (д)

Следует отметить, что трещины усталости образуются на поверхности тех образцов, где приращение шероховатости рельефа ΔR_a больше (для образцов с трещинами зависимости на рис.3.18 обозначены сплошной линией, а для образцов, где трещины не образовались – пунктирными линиями). Далее представляются результаты, полученные на образцах, в которых образовывались трещины.

Для сопоставления данных, полученных при разных значениях максимального напряжения в цикле, зависимости представлялись в относительных координатах. Приращение параметра шероховатости определялось как $\Delta \bar{R}_a = \Delta R_a / R_{a0}$, а относительная наработка – $\bar{N} = N / N_c$, где N_c – число циклов до образования трещины длиной 0,5 мм.

В двойных логарифмических координатах зависимости, представленные на рис.3.18, аппроксимируются линейными функциями (рис.3.19). Следовательно,

$$\Delta \bar{R}_a = a \bar{N}^b, \quad (3.7)$$

где b и c – коэффициенты аппроксимации, значения которых для различных значений максимального напряжения в цикле приведены в табл.3.9.

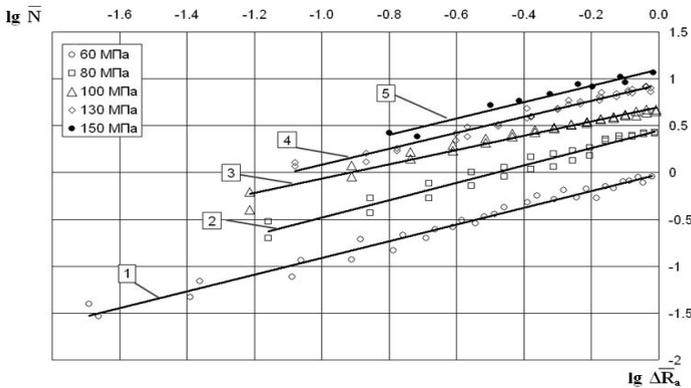


Рис. 3.19. Зависимости приращения параметра шероховатости $\Delta \bar{R}_a$ от относительной наработки \bar{N} при регулярном циклическом нагружении для различных значений максимального напряжения в цикле: 60 МПа (1); 80 МПа (2); 100 МПа (3); 130 МПа (4); 150 МПа (5)

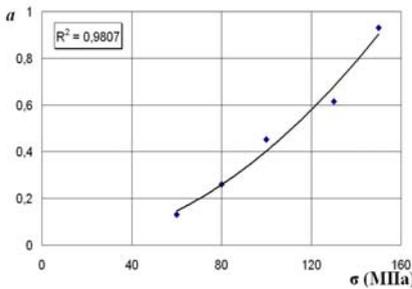
Таблица 3.9

Коэффициенты функции (3.7) для различных значений максимального напряжения в цикле при регулярном нагружении

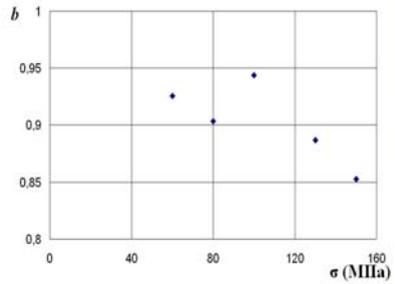
σ_{\max} , МПа	a	b	Коэффициент корреляции
60	0,9574	0,8909	0,9787
80	2,8125	0,9318	0,9629
100	5,0350	0,7638	0,9719
130	8,6616	0,8519	0,9764
150	12,7057	0,8775	0,9635

Зависимость коэффициента a от действующего напряжения описывается квадратичной функцией (рис.3.20, а):

$$a = 7 \cdot 10^{-4} \sigma_{\max}^2 - 0,0238 \sigma_{\max} \quad (3.8)$$



а



б

Рис. 3.20. Зависимости коэффициентов a (а) и b (б) функции (3.7) от максимального напряжения в цикле

Зависимость коэффициента b от действующих напряжений не выявляется. Значения этого коэффициента для различных σ_{\max} флуктуирует относительно среднего значения 0,9023 (рис.3.20, б).

Обобщая выражения (3.7) и (3.8), получим зависимость приращения параметра шероховатости от относительной циклической наработки и максимального напряжения в цикле при регулярном нагружении

$$\Delta \bar{R}_a = 7 \cdot 10^{-4} \sigma_{\max} (\sigma_{\max} - 34) \bar{N}^{0,9}, \quad (3.9)$$

где σ_{\max} измеряется в МПа.

Графики изменения параметра ΔR_a с наработкой при случайном циклическом нагружении представлены на рис. 3.21.

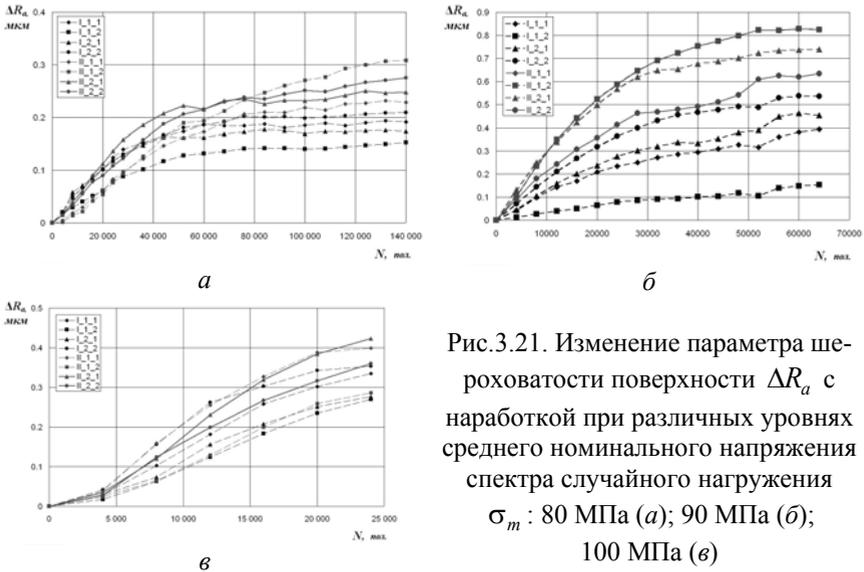


Рис.3.21. Изменение параметра шероховатости поверхности ΔR_a с наработкой при различных уровнях среднего номинального напряжения спектра случайного нагружения σ_m : 80 МПа (*a*); 90 МПа (*б*); 100 МПа (*в*)

Как и для режима регулярного нагружения полученные зависимости обобщаются в относительных координатах $\overline{\Delta R_a}$ от \overline{N} , где $\overline{N} = N / N_{f mp}$ (рис.3.22).

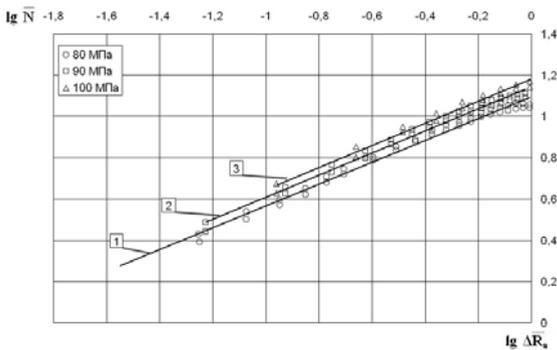


Рис. 3.22. Зависимости приращения параметра шероховатости $\overline{\Delta R_a}$ от относительной наработки \overline{N} при случайном нагружении для различных значений среднего напряжения σ_m : 80 МПа (1); 90 МПа (2); 100 МПа (3)

Графики данных зависимостей, представленные в двойных логарифмических координатах, линейны. Следовательно, для их описания можно использовать функцию (3.7), коэффициенты аппроксимации которой приведены в табл. 3.10.

Таблица 3.10

Коэффициенты функции (3.7) для различных значений среднего напряжения в цикле при случайном циклическом нагружении

σ_m , МПа	a	b	Коэффициент корреляции
80	12,1731	0,5291	0,967
90	13,6616	0,5352	0,9717
100	15,5704	0,5372	0,9804

Значение коэффициента a при случайном нагружении возрастает с увеличением действующего среднего напряжения σ_m и описывается зависимостью

$$a = 0,0003\sigma_m^2 + 0,1056\sigma_m.$$

При этом следует отметить, что, как и для регулярного нагружения, значения коэффициента b функции (3.7) не зависят от действующего напряжения и колеблются в пределах средней величины 0,62 (табл.3.10).

Обобщенная зависимость приращения параметра шероховатости поверхности от относительной величины числа полетов при случайном нагружении имеет вид:

$$\Delta\bar{R}_a = 1,93 \cdot 10^{-4} \sigma_m (\sigma_m + 703,6) \bar{N}^{0,53}, \quad (3.10)$$

где σ_m измеряется в МПа.

Следует отметить, что для приращения шероховатости $\Delta\bar{R}_a$ значение показателя степени b в условиях случайного нагружения ($b=0,53$) меньше, чем при регулярном ($b=0,9$). Аналогичная закономерность, как уже отмечалось, имеет место и для параметра насыщенности D . В соответствии с регрессионными зависимостями (3.5) и (3.6) имеем: $b=0,8$ для регулярного нагружения и $b=0,48$ для случайного. Таким образом, в условиях случайного нагружения зависимость показателей ДР D и $\Delta\bar{R}_a$ от относительной наработки более нелинейная, чем при регулярном циклическом нагружении.

Рассмотрим, как взаимосвязаны между собой показатель насыщенности ДР на площади поверхности (параметр D) и показатель, характеризующий проявление ДР в направлении, нормальном к плоскости поверхности (параметр $\Delta \bar{R}_a$). Для этого объединим полученные регрессионные зависимости, исключив из них параметр наработки \bar{N} .

При регулярном циклическом нагружении из выражений (3.5) и (3.9) следует

$$\Delta \bar{R}_a = 2,17 \cdot 10^{-3} \sigma_{\max} (\sigma_{\max} - 34) D^{1,125}, \quad (3.11)$$

где $60 \text{ МПа} \leq \sigma_{\max} \leq 150 \text{ МПа}$.

Для случайного циклического нагружения на основании формул (3.6) и (3.10) получим

$$\Delta \bar{R}_a = 0,548 \cdot 10^{-3} \sigma_m (\sigma_m + 703,6) D^{1,1}, \quad (3.12)$$

где $80 \text{ МПа} \leq \sigma_m \leq 100 \text{ МПа}$.

Зависимости, построенные по уравнениям (3.11) и (3.12) для различных уровней действующего напряжения в цикле, изображены на рис.3.23 и 3.24.

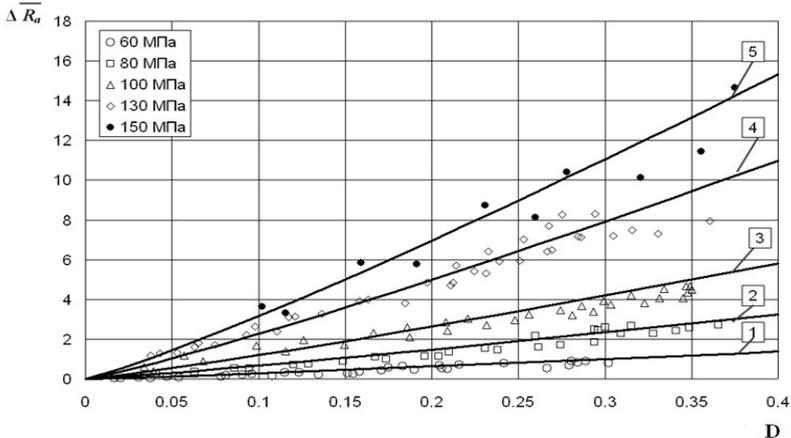


Рис.3.23. Экспериментальные данные (точки) и рассчитанные по формуле (3.11) зависимости (линии) приращения параметра шероховатости поверхности от параметра насыщенности ДР для регулярного циклического нагружения при различных значениях σ_{\max} : 60 МПа(1); 80 МПа(2); 100 МПа (3); 130 МПа (4); 150 МПа (5)

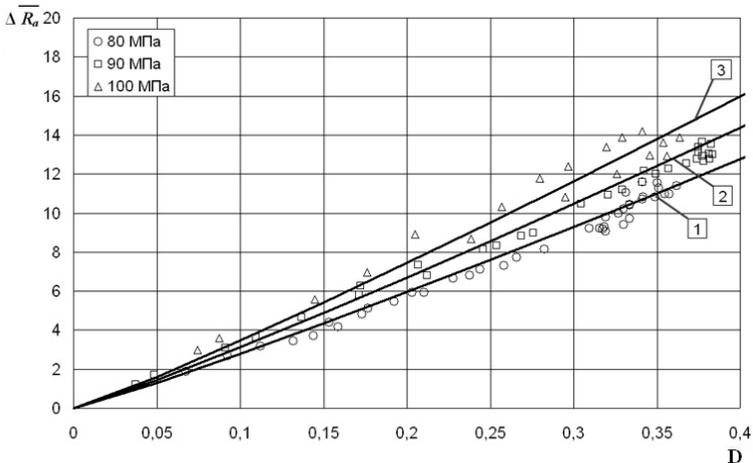


Рис.3.24. Экспериментальные данные (точки) и рассчитанные по формуле (3.12) зависимости (линии) приращения параметра шероховатости поверхности от параметра насыщенности ДР для случайного циклического нагружения и различных значениях σ_m : 80 МПа (1); 90 МПа (2); 100 МПа (3)

На графиках видно, что соответствие экспериментальных (точки) и расчетных (линии) значений удовлетворительное. Это подтверждает адекватность полученных уравнений (3.11) и (3.12).

Из полученных результатов следует, что увеличение насыщенности ДР сопровождается возрастанием шероховатости поверхности. Увеличение шероховатости в существенной степени зависит от действующего напряжения в цикле. Так, для значений D в пределах 0,35...0,4 величина $\Delta \bar{R}_a$ изменяется от $\Delta \bar{R}_a \cong 1$ при $\sigma_{\max} = 60$ МПа до $\Delta \bar{R}_a = 14$ при $\sigma_{\max} = 150$ МПа (рис.3.23 и 3.24).

Обращает на себя внимание существенное отличие характера приращения шероховатости при регулярном и случайном видах циклического нагружения. При случайном нагружении имеет место более интенсивный прирост неровностей рельефа поверхности: при $D = 0,35...0,4$ имеем $\Delta \bar{R}_a = 12...15$ (рис.3.24) в отличие от $\Delta \bar{R}_a = 3...10$ для сопоставимых напряжений (рис.3.23). При этом разброс значений $\Delta \bar{R}_a$ для случайного нагружения существенно ниже, чем для регулярного.

Закономерности формирования и развития ДР на поверхности лакирующего слоя, характеризующиеся двумя показателями (D и $\Delta\bar{R}_a$) обуславливают необходимость введения обобщающего параметра, описывающего эволюцию ДР в трехмерном пространстве. Для этих целей предлагается использовать величину пластической деформации поверхности.

С помощью бесконтактного интерференционного профилометра было выявлено, что в процессе циклического нагружения изменение рельефа поверхности приводит к увеличению ее площади [8], которое можно количественно оценить величиной пластической деформации по формуле (2.2). Зависимости пластической деформации поверхности контролируемых участков испытываемых образцов от числа циклов при регулярном и случайном видах циклического нагружения представлены на рис.3.25 и 3.26.

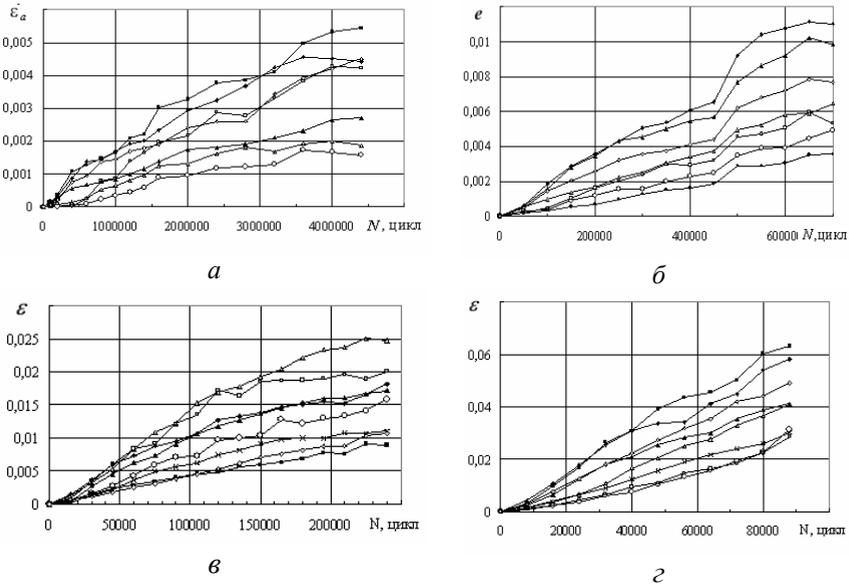


Рис. 3.25. Зависимости пластической деформации поверхности серии испытываемых образцов от числа циклов нагружения при регулярном циклическом нагружении для различных значений σ_{max} : 60МПа (а); 80МПа (б); 100МПа (в); 130МПа (г)

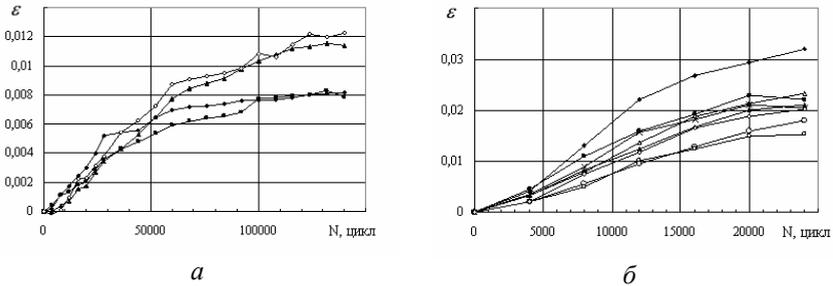


Рис. 3.26. Зависимости пластической деформации поверхности серии испытываемых образцов от числа циклов нагружения при случайном циклическом нагружении для различных значений σ_m : 80МПа (а); 100МПа (б)

Отметим, что скорость накопления пластической деформации в процессе циклического нагружения, как правило, уменьшается, особенно на заключительной стадии, где кривые имеют участок насыщения (рис.3.25 и 3.26). Это свидетельствует о циклическом упрочнении технически чистого алюминия плакирующего слоя.

Из полученных зависимостей (рис.3.25 и 3.26) следует, что уровень пластического деформирования поверхности зависит от действующего напряжения и может изменяться на порядок – от $\varepsilon_a = 0,2 \dots 0,5 \%$ при $\sigma_{\max} = 60$ МПа до $\varepsilon_a = 4 \dots 6 \%$ при $\sigma_{\max} = 130$ МПа.

Для анализа полученных результатов полученные зависимости (рис.3.25, 3.26) представлялись в сопоставимом (по критерию образования трещины) виде – как функции относительной наработки \bar{N} (рис.3.27 и 3.28). В двойных логарифмических координатах данные зависимости удовлетворительно аппроксимируются линейными функциями. Следовательно, можно записать

$$\varepsilon_a = a\bar{N}^b. \quad (3.13)$$

Значения коэффициентов аппроксимации приведены в табл.3.11 и 3.12.

Из полученных результатов следует, что для регулярного циклического нагружения (табл.3.11) коэффициент a возрастает с увеличением максимального напряжения в цикле по параболическому закону (рис. 3.29, а):

$$a = 1,67 \cdot 10^{-6} \sigma_{\max}^2 + 1,58 \cdot 10^{-6} \sigma_{\max}. \quad (3.14)$$

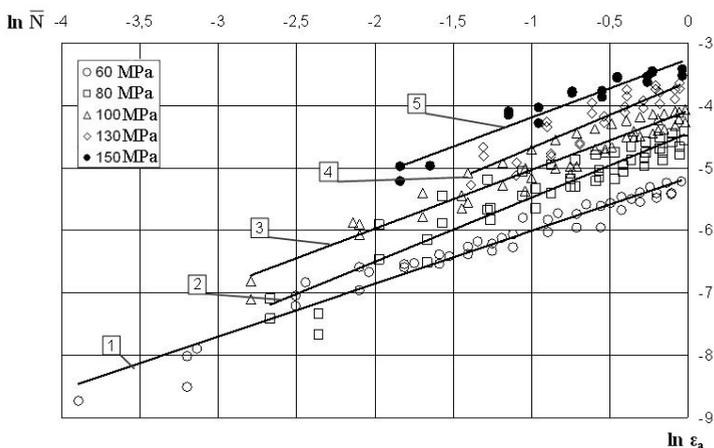


Рис. 3.27. Зависимости пластической деформации от относительной наработки при регулярном циклическом нагружении для различных значений σ_{\max} : 60 МПа (1); 80 МПа (2); 100 МПа (3); 130 МПа (4); 150 МПа (5)

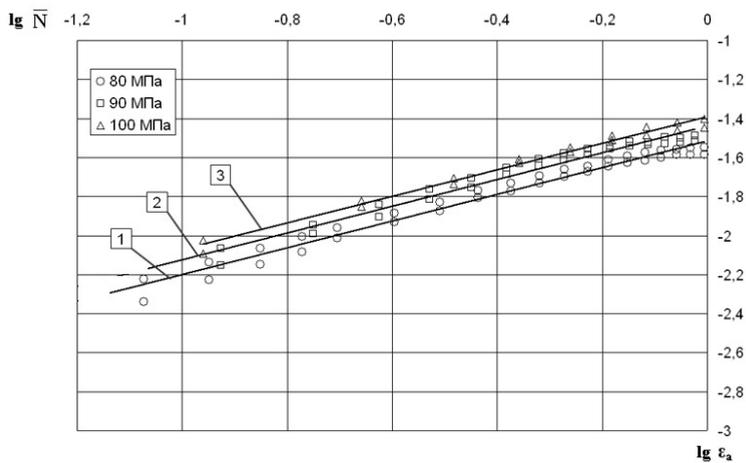


Рис. 3.28. Зависимости пластической деформации от относительной наработки при случайном циклическом нагружении для различных значений σ_m : 80 МПа (1); 90 МПа (2); 100 МПа (3)

Таблица 3.11

Значения коэффициентов функции (3.13) для регулярного циклического нагружения

σ_{max} , МПа	a	b	Коэффициент корреляции
60	0,00576	0,8479	0,9543
80	0,01181	1,0308	0,8912
100	0,01686	0,9277	0,9277
130	0,026882	1,0565	0,8241
150	0,038658	0,9337	0,9294

Таблица 3.12

Значения коэффициентов функции (3.13) для случайного режима нагружения

σ_m , МПа	a	b	Коэффициент корреляции
80	0,0306	0,6859	0,9547
90	0,0365	0,6867	0,9628
100	0,0406	0,6807	0,9796

Значения коэффициента b от напряжений не зависят и флуктуируют вокруг среднего значения 0,96 (рис. 3.29, б).

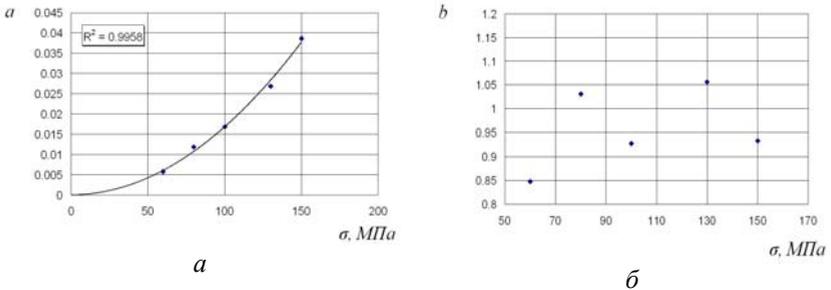


Рис. 3.29. Зависимости коэффициентов a (а) и b (б) функции (3.13) от максимального напряжения в цикле при регулярном нагружении

Значения коэффициент a для случайного нагружения (табл. 3.12) увеличиваются с ростом напряжения σ_m также по параболической зависимости (рис. 3.30, а)

$$a = 1,09 \cdot 10^{-6} \sigma_m (\sigma_m + 275,3) \quad (3.15)$$

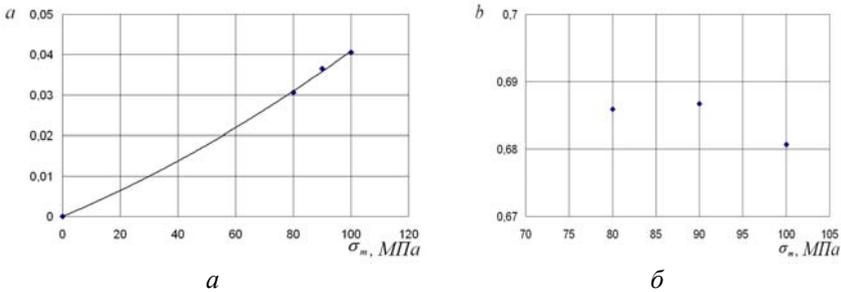


Рис. 3.30. Зависимости коэффициентов a (a) и b (b) функции (3.13) от среднего напряжения в спектре при случайном нагружении

Коэффициент b от напряжения не зависит и может быть принят равным среднему значению 0,684 (рис. 3.30, б).

Подставив полученные значения коэффициентов a и b в формулу (3.13), получим регрессионную зависимость пластической деформации поверхности от максимального напряжения в цикле и относительной наработки для регулярного циклического нагружения

$$\varepsilon_a = 10^{-6} (1,67\sigma_{\max}^2 + 1,58\sigma_{\max}) \bar{N}^{0,96}, \quad (3.16)$$

где σ_{\max} измеряется в МПа.

Принимая во внимание, что значение уровня напряжений лежит в диапазоне $60\text{МПа} \leq \sigma_{\max} \leq 150\text{МПа}$, составляющей $1,58\sigma_{\max}$ в уравнении (3.16) можно пренебречь. Тогда

$$\varepsilon_a = 1,67 \cdot 10^{-6} \sigma_{\max}^2 \bar{N}^{0,96}. \quad (3.17)$$

Для случайного нагружения на основании формулы (3.13) с учетом (3.15) получаем регрессионную зависимость пластической деформации поверхности лакирующего слоя от относительной наработки и среднего напряжения спектра:

$$\varepsilon_a = 1,09 \cdot 10^{-6} \sigma_m (\sigma_m + 275,3) \bar{N}^{0,68}, \quad (3.18)$$

где σ_m измеряется в МПа.

В выражениях (3.17) и (3.18) показатель степени при \bar{N} не зависит от напряжения. Следовательно, эмпирические зависимости

ε_a от \bar{N} при регулярном и случайном режимах циклического нагружения являются подобными для различных значений действующих напряжений, а процесс пластического деформирования поверхности – автомодельным [24,25].

3.2 Структурно чувствительные образцы-свидетели усталостного повреждения

Значительное количество элементов конструкции самолета изготавливается из материалов без плакирования. Это делает невозможным непосредственное определение накопленного усталостного повреждения по параметрам ДР поверхности. Проблема может быть решена путем использованием образцов-свидетелей усталостного повреждения, изготовленных из сплавов, на поверхности которых проявляется ДР.

На кафедре конструкции летательных аппаратов Национального авиационного университета проводятся исследования по разработке и практическому применению образцов-свидетелей усталостного повреждения двух типов – фольговых структурно чувствительных сенсоров и образцов-свидетелей с эффектом усиления деформации. Общим для этих типов является использование в качестве диагностических параметров показателей насыщенности и формы кластеров ДР поверхности, а также применение оптического контроля для количественного определения диагностических параметров.

Предпосылки к созданию фольговых поликристаллических сенсоров усталостного повреждения были заложены исследованиями монокристаллов и разработкой монокристаллического сенсора усталости. Вопросы, касающиеся применения таких сенсоров для решения практических задач мониторинга технического состояния авиационных конструкций, освещены в работах [26-31]. Монокристаллические сенсоры имеют большую чувствительность по деформациям и наработкам, однако стоимость их изготовления довольно высокая.

Использование фольговых поликристаллических сенсоров усталостного повреждения также базируется на количественной оценке ДР, который формируется на их поверхности при циклическом нагружении. Выбор того или иного вида сенсоров определяется тре-

бованиями к их чувствительности и возможностью крепления на конструкции. Изготовление поликристаллических фольговых сенсоров не требует сложного оборудования. Наиболее важным преимуществом поликристаллических сенсоров является возможность применения научно обоснованных параметров деформационного повреждения.

Образец-свидетель усталостного повреждения с эффектом усиления деформаций [32-34] изготавливается из плакированного алюминиевого сплава Д16АТ. ДР, который формируется на его поверхности, соответствует признакам, описанным в п. 2.1.1, а для их количественной оценки могут быть использованы подходы, изложенные в п. 2.2 настоящей работы и относящиеся к двумерному представлению ДР. Рассмотрим этот вид образца-свидетеля более подробно.

3.2.1. Конфигурация образца-свидетеля, способы его изготовления и крепления на элементах конструкции самолетов

Анализ нагруженности конструкций современных самолетов, а также данных о развитии ДР указывает на то, что уровень напряжений в элементах конструкций не всегда соответствует тем, которые обеспечивают формирование полос скольжения, экструзий, интрузий на поверхности плакирующего слоя. В связи с этим, необходимым является повышение чувствительности непосредственно индикаторов усталостного повреждения, или применение специальных устройств – усилителей деформации.

Чувствительность плакирующего слоя конструкционных алюминиевых сплавов к циклическому нагружению определяется чистотой материала плакирования и технологией образования плакирующего слоя.

В ранних исследованиях было показано, что одним из эффективных путей управления чувствительностью монокристаллических сенсоров является использование эффекта воздействия кристаллографической ориентации на процесс усталости [26]. Несмотря на определенное влияние текстуры поликристаллических материалов на их усталостное повреждение, этот эффект не достаточный для существенного повышения чувствительности поликристаллических образцов-свидетелей.

Некоторое повышение чувствительности может быть достигнуто за счет термомеханической обработки. Однако термомеханическая обработка образцов-свидетелей приведет к таким изменениям их физико-механических свойств, которые не обеспечат соответствия между процессами накопления усталостного повреждения в элементах конструкции и в образцах-свидетелях.

В связи с этим, наиболее приемлемым подходом к обеспечению требуемой чувствительности и адекватности показаний образцов-свидетелей является реализация требуемого уровня пластического деформирования контролируемого участка на поверхности образца-свидетеля.

Локальное повышение уровня деформаций в образце-свидетеле достигается особой конфигурацией самого образца-свидетеля. Так, эффект усиления деформации на участке контроля (зоны для оптического контроля состояния поверхности) зависит от геометрии образца-свидетеля [35]. Необходимое перераспределение деформаций обеспечивается разницей жесткостей сечений при общей деформации образца-свидетеля, соответствующей деформации элемента конструкции. Дифференциация жесткости достигается назначением необходимых размеров рабочих сечений.

Базовая схема образца-свидетеля усталости с эффектом усиления деформации, изготовленного из алюминиевого сплава Д16АТ, показана на рис.3.31. Образец-свидетель устанавливался на КЭ, который испытывался на усталость в лабораторных условиях.

В предлагаемой конструкции коэффициент усиления деформации определяется из соотношения:

$$K = \varepsilon_{\text{раб}} / \varepsilon_{\text{констр}}$$

где $\varepsilon_{\text{раб}}$ – относительная деформация рабочей части образца-свидетеля; $\varepsilon_{\text{констр}}$ – относительная деформация участка элемента конструкции, на которой устанавливается образец-свидетель.

Путем изменения геометрии образца-свидетеля можно управлять значением коэффициента усиления деформации в соответствии с требованиями чувствительности.

В качестве дополнительного мероприятия повышения чувствительности может быть использование концентраторов напряжений, например отверстий и боковых надрезов на рабочей части образца-свидетеля.

Вопрос о способе крепления образцов-свидетелей к элементам конструкции является одним из наиболее сложных при разработке методики индикации усталостных повреждений.

Кроме общих требований к образцам-свидетелям, приведенных выше, выделим специальные требования к системам их крепления:

- условия передачи усилий, действующих в КЭ, на образец-свидетель не должны изменяться во времени;

- наличие образца-свидетеля и его крепления не должны влиять на напряженное состояние конструкционного элемента, на котором он установлен. Это требует применения ограничений на габариты образца-свидетеля и применения крепления, не нарушающего конструкцию силового элемента;

- возможность крепления образца-свидетеля к элементам конструкции с односторонним подходом;

- после установки на конструкцию через определенное время эксплуатации образец-свидетель должен иметь возможность демонтажа без нарушения его усталостных характеристик.

Из возможных способов крепления рассматривались следующие:

- крепление образцов-свидетелей с помощью винтов;
- крепление с помощью заклепок;
- клеевое крепление;
- комбинированное клеевинтовое крепление.

Экспериментальные исследования показали, что использование болтового крепления обеспечивает полное согласование работы образца-свидетеля и контролируемого КЭ – соответствие деформаций образца-свидетеля и элемента конструкции, а также обеспечивает стабильные условия передачи усилий от основного элемента на образец-свидетель в динамических условиях нагружения.

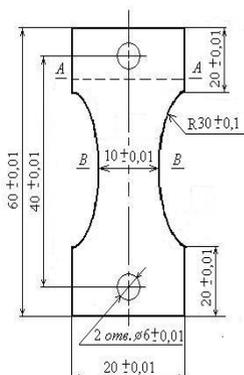


Рис.3.31. Базовая версия образца-свидетеля усталостного повреждения с эффектом усиления деформации

Для определения местоположения образцов-свидетелей усталости использован предыдущий опыт разработки соответствующих устройств. В работе [36] было показано, что индикаторы усталостного повреждения на самолетах Ан-24 и Ан-26 могут быть установлены в зоне заднего лонжерона (рис.3.32) и закрепляться с помощью болтов по имеющимся в конструкции отверстиям крепления к лонжерону нижней технологической панели.

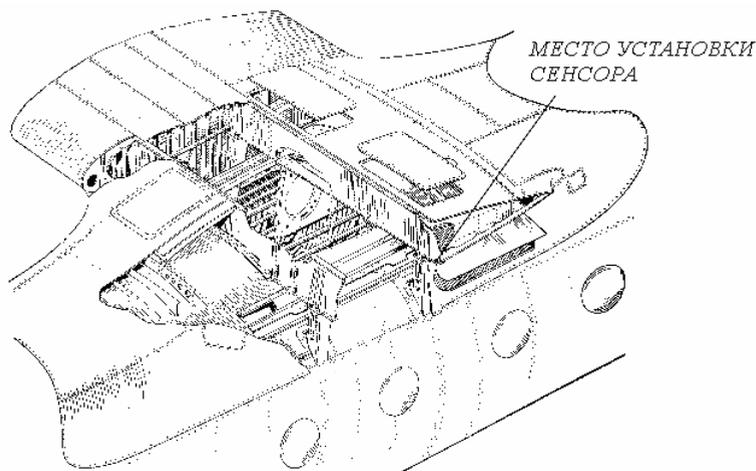


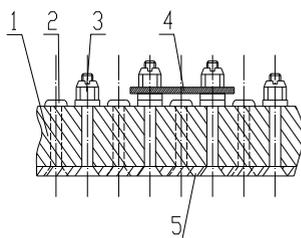
Рис.3.32. Место крепления структурно чувствительного образца-свидетеля усталости в конструкции регионального самолета

Таким образом, вариации геометрии сенсоров ограничиваются конструктивными особенностями узлов самолета, на которых они устанавливаются. Схема крепления нижней технологической панели к лонжерону показана на рис. 3.33. Расстояние между болтами крепления составляет 40мм. Этот размер является ключевым при определении размера образца-свидетеля.

Использование штатных отверстий позволяет исключить необходимость использования специального крепления, нарушающего целостность конструкции и вносит дополнительные концентраторы напряжений.



a



б

Рис. 3.33. Внешний вид (*a*) и схема (*б*) крепление образца-свидетеля усталостного повреждения: 1 - нижняя полка лонжерона; 2 - заклепка, 3 - болт крепления нижней технологической панели к лонжерону; 4 - образец-свидетель; 5 - нижняя технологическая панель

Так как накопленное усталостное повреждение определяется по показателям ДР, обработка поверхности при изготовлении образца-свидетеля имеет важное значение. К основным операциям при подготовке поверхности относятся механическое полирование и электрохимическое полирование.

В результате комбинированной обработки достигается необходимое для наблюдения качество поверхности образцов-свидетелей.

3.2.2. Оптимизация чувствительности образца-свидетеля усталостного повреждения с использованием метода конечных элементов

Диапазон изменения эксплуатационных нагрузок достаточно широк. В связи с этим, при использовании образцов-свидетелей усталостного повреждения могут возникать следующие проблемы:

- усиление деформации на образце-свидетеле может быть недостаточным для учета всех действующих нагрузок, т.е. не все эксплуатационные нагрузки оставляют «отклик» на поверхности в виде соответствующих деформационных проявлений;
- некоторые нагрузки из-за их избыточного усиления могут вызвать остаточные деформации образца-свидетеля, что приводит к потере его функций.

Для устранения указанных проблем выполняется оптимизация чувствительности сенсоров путем обоснованного выбора их геометрии с использованием метода конечных элементов (МКЭ).

Для решения задачи в проведенных экспериментах использовалась компьютерная программа «SolidWorks 2009 Office Premium» и дополнительный компонент «CosmosWorks Designer». Алгоритм практического применения метода конечных элементов известен [37,38].

Рассмотрим фрагмент типового анализа по влиянию геометрии образцов-свидетелей на их напряженно-деформированное состояние.

Анализируются три образца-свидетеля одинаковой формы, но с отличными размерными параметрами (рис.3.34). Расстояние между отверстиями под крепления для всех образцов одинаково и равно 40 мм.

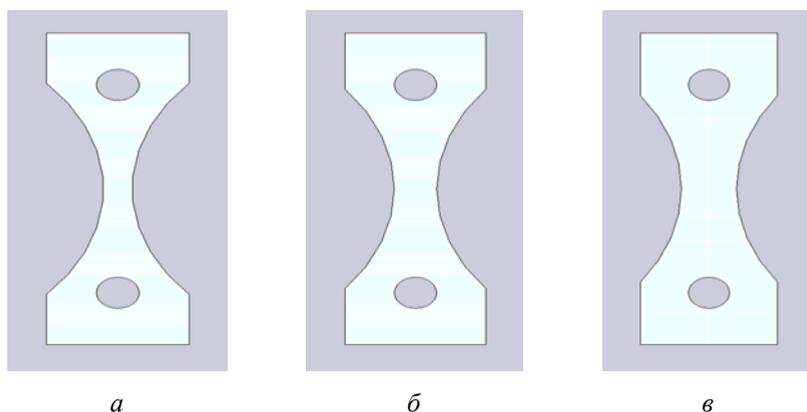


Рис. 3.34. Образцы-свидетели с различной геометрией и площадью сечения рабочей зоны: 4,6мм² (а); 7,2мм² (б); 9,6 мм² (в)

Так как образец с двух сторон покрыт лакирующим слоем, механические свойства которого существенно отличаются от базового сплава, то такой образец следует представлять как изготовленный из композиционного материала. Поэтому осуществлялся этап моделирования лакирующего слоя на образцах-свидетелях определенной геометрии. При этом учитывалось, что в композиции «сплав алюминия, меди, магния – технический алюминий» предел текучести сплава Д16АТ составляет $\sigma_T^{Д16АТ} = 280$ МПа, а для технического алюминия АД1 $\sigma_T^{АД1} = 10$ МПа.

В процессе испытаний при заданных режимах нагружения основной материал (сплав Al-Cu-Mg) работает в упругой области, а плакирующий слой (Al) работает за пределами текучести и пластически деформируется.

Исследование работы сенсоров проводилось при их креплении на образец, моделирующий КЭ. Габаритные размеры модельного образца составляют $250 \times 70 \times 5$ мм, ширина рабочей части 40 мм. При моделировании работы образцов-свидетелей использовались болтовые разъемные соединения (рис.3.35). Образцы-свидетели устанавливались по обе стороны КЭ, что давало дополнительную информацию об эволюции ДР на их поверхности и способствовало предотвращению напряжений изгиба вследствие определенной асимметрии нагружения.

Конструкция крепления разработана так, что образец-свидетель не контактирует с поверхностью КЭ в рабочей зоне. Это обеспечивает дифференциацию деформации КЭ и образца-свидетеля вдоль его рабочей зоны при равной общей деформации между узлами крепления. Расстояние между поверхностью рабочей части образца-свидетеля и поверхностью КЭ составляет 0,2 мм.

Крепление образцов-свидетелей на КЭ осуществлялось болтами М6, изготовленными из легированной стали.

Эпюры распределения напряжений в образцах-свидетелях различной чувствительности представлены на рис. 3.36.

В табл. 3.13 приведены результаты расчетов напряжений в рабочей зоне (зоне оптического контроля) в образцах-свидетелях различной геометрии при некоторых режимах циклического нагружения элементов авиационных конструкций.

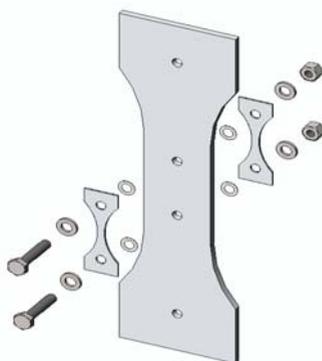


Рис. 3.35. Схема соединения образцов-свидетелей и модельного образца конструктивного элемента

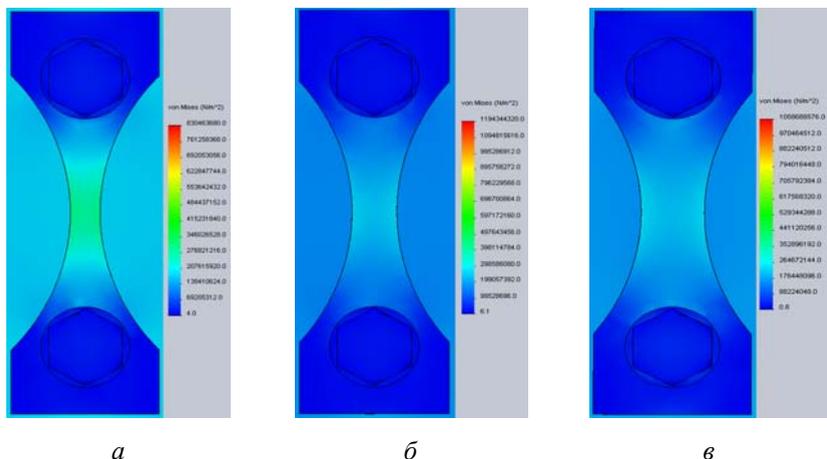


Рис. 3.36. Эпюры распределения напряжений, действующих в образцах-свидетелях с различной шириной рабочей части: 4 мм (а); 6 мм (б); 8 мм (в)

Таблица 3.13

Результаты расчета напряжений в рабочей части образцов-свидетелей усталости при вариации их геометрии

Отношение ширины рабочей части образца-свидетеля к его габаритной ширине	Напряжение в модельном образце элемента конструкции, МПа	Максимальное локальное напряжение в образце-свидетеле, МПа	Коэффициент усиления деформации, K
0,2	40,0	108,08	2,70
0,3	40,0	76,22	1,90
0,4	40,0	71,12	1,77
0,2	60,0	162,12	2,70
0,3	60,0	114,33	1,90
0,4	60,0	106,76	1,77
0,2	80,0	216,16	2,70
0,3	80,0	152,44	1,90
0,4	80,0	142,24	1,77
0,2	100,0	270,20	2,70
0,3	100,0	190,55	1,90
0,4	100,0	178,16	1,78
0,2	120,0	324,24	2,70

Продолжение табл. 3.13

Отношение ширины рабочей части образца-свидетеля к его габаритной ширине	Напряжение в модельном образце элемента конструкции, МПа	Максимальное локальное напряжение в образце-свидетеле, МПа	Коэффициент усиления деформации, K
0,3	120,0	228,67	1,90
0,4	120,0	213,53	1,77
0,2	140,0	378,29	2,70
0,3	140,0	266,78	1,90
0,4	140,0	248,17	1,77

Выбранные режимы испытаний в основном отражают режимы эксплуатационного нагружения нижней полки лонжерона крыла транспортного самолета. Как видно из данных, приведенных в таблице, при напряжениях в модельном образце 40 МПа (напряжение, при котором ДР на поверхности плакирующего слоя не формируется), за счет локального перераспределения напряжений можно достичь условий, обеспечивающих возможность наблюдения эволюции ДР и проведения количественной оценки его показателей.

3.2.3. Экспериментальная проверка работоспособности образцов-свидетелей при циклическом нагружении

Для подтверждения возможности применения структурно чувствительных образцов-свидетелей с эффектом усиления деформации для контроля усталостного повреждения элементов АК были проведены специальные усталостные испытания комплексных образцов – модельных образцов КЭ с закрепленными на них образцами-свидетелями. Нагружение модельного образца осуществлялось при асимметричном цикле (коэффициент асимметрии $R=0$) с максимальным напряжением $\sigma_{\max} = 157$ МПа.

Изменение насыщенности ДР на поверхности образцов-свидетелей с различной площадью поперечного сечения показано на графиках (рис. 3.37).

Чувствительность испытуемых образцов-свидетелей удовлетворительна. ДР на их поверхности проявился к моменту выполнения первого контроля – после $2 \cdot 10^4$ циклов нагружения.

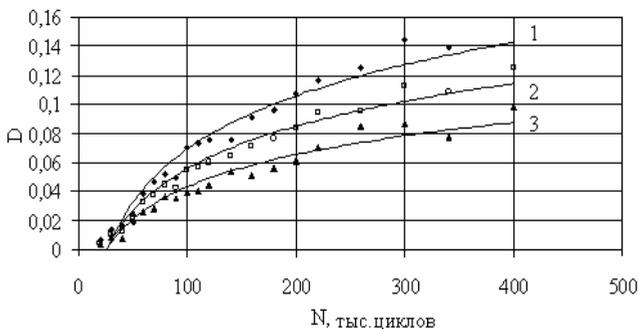


Рис. 3.37. Эволюция параметра D образцов-свидетелей различной чувствительности. Максимальное напряжение цикла в рабочей части образцов-свидетелей составляет: 280 МПа (1); 260 МПа (2); 240 МПа (3)

Зависимости параметра насыщенности от числа циклов нагружения (рис. 3.37) по своему виду (уменьшение скорости насыщенности с наработкой) соответствуют аналогичным зависимостям параметра D для лабораторных образцов (п. 3.1.1, 3.1.2).

Одним из вариантов повышения чувствительности образцов-свидетелей усталости может выступать конструкция с боковыми вырезами. Указанная геометрия обеспечивает максимальное перераспределение напряжений и деформаций, а также локализацию повреждения в центральной части образца-свидетеля. Это расширяет спектр нагруженности, при котором возможно использовать структурно чувствительные образцы-свидетели усталостного повреждения.

Изменение насыщенности DR на поверхности образцов с вырезами приведено на рис.3.38.

Испытания такого образца-свидетеля проводились при максимальном и минимальном напряжениях цикла равных, соответственно $\sigma_{\max} = 130$ МПа и $\sigma_{\min} = 70$ МПа. Данный режим имитировал нагружение нижней панели крыла транспортного самолета Ан-10 при горизонтальном полете [39].

Кроме насыщенности DR на поверхности сенсора усталости диагностическим параметром состояния КЭ может выступать событие образования трещины в образце-свидетеле.

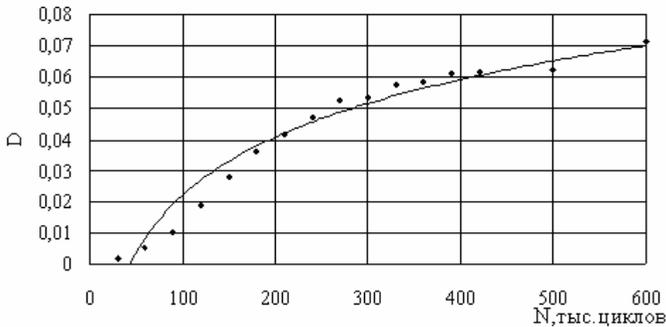


Рис. 3.38. Зависимость изменения параметра насыщенности ДР D от числа циклов нагружения на поверхности образца-свидетеля с вырезами

Для подтверждения этого положения проводились испытания на усталость комплексных образцов, в которых образец-свидетель имел в своей центральной части концентратор напряжений – отверстие диаметром 1 мм (рис.3.39). В качестве начальной принималась трещина длиной 0,2 мм.

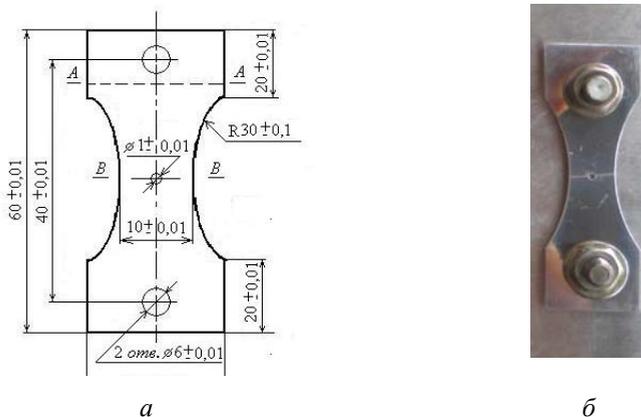


Рис. 3.39. Чертеж (а) и фотография (б) базовой версии образца-свидетеля усталостного повреждения с эффектом усиления деформации и концентратором напряжений в виде отверстия

Комплексные образцы нагружались асимметричным нагружением ($R=0$) с максимальным напряжением в цикле $\sigma_{\max}=120$ МПа.

Эффекты усиления деформации и концентрации напряжений в образце-свидетеле создают благоприятные условия для быстрого зарождения в нем трещины. В табл. 3.14 приведены экспериментальные данные по числу циклов нагружения до формирования усталостной трещины в образцах-свидетелях ($N_{mp.z.c.}$), их долговечность ($N_{p.z.c.}$) и долговечность модельных образцов конструктивного элемента ($N_{p.k.e.}$). Графики зависимостей $N_{p.k.e.} = f(N_{mp.z.c.})$ и $N_{p.k.e.} = f(N_{p.z.c.})$ представлены на рис. 3.40.

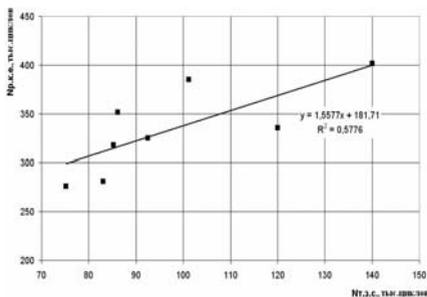
Таблица 3.14.

Результаты усталостных испытаний модельных образцов с образцами-свидетелями

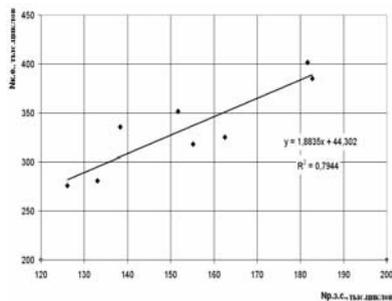
$N_{mp.z.c.} \cdot 10^3$, циклов	$N_{p.z.c.} \cdot 10^3$, циклов	$N_{p.k.e.} \cdot 10^3$, циклов
75,0	155,2	317,0
92,5	162,5	325,0
75,2	126,1	276,1
101,2	182,8	385,0
83,1	133,1	280,9
86,1	151,7	351,7
140,0	181,7	401,7
120,0	138,3	335,5

Из приведенных на рис.3.40 графиков видно, что существует корреляционная связь между долговечностью модельного образца, на котором установлен образец-свидетель, и характеристиками усталостной прочности образца-свидетеля. Таким образом, образец-свидетель может рассматриваться как индикатор накопленного усталостного повреждения КЭ. Диагностические параметры – наработка до образования усталостной трещины и наработка до разрушения индикатора повреждения определяют наступление предельного состояния конструкции в целом.

Контроль состояния КЭ по критериям образования усталостной трещины и полного разрушения образцов-свидетелей является дискретным.



a



б

Рис. 3.40. Зависимости числа циклов нагружения до разрушения модельного образца КЭ от числа циклов до формирования усталостной трещины в образце-свидетеле (*a*) и от числа циклов до его разрушения (*б*)

Для решения практически важных задач по реализации непрерывного контроля (мониторинга) ТС конструкций необходимо иметь информацию о текущем уровне их поврежденности. Такую информацию можно получить на основании регистрации на образцах-свидетелях диагностических параметров поврежденности, которые изменяются монотонно в процессе всего нагружения.

На основании представляемых в Разделе 2 исследований такими диагностическими параметрами являются параметр насыщенности ДР D , фрактальные размерности ДР, в частности, фрактальная размерность $D_{P/S}$, которая является характеристикой формы кластеров ДР, а также величина пластической деформации поверхности плакирующего слоя.

Исследования, проведенные на образцах из конструкционных алюминиевых сплавов Д16АТ, 2024Т3, 7075Т6, показали, что изменение указанных параметров соответствует основным проявлениям деформационной повреждаемости поверхности плакирующего слоя, и для текущего значения циклической наработки возможна количественная оценка уровня накопленного усталостного повреждения и прогнозирование остаточной долговечности [40-42].

3.3. Практическая реализация прогнозирования остаточного ресурса авиационных конструкций по показателям деформационного рельефа

Необходимость комплексного подхода к решению проблемы мониторинга усталостного повреждения обусловлена наличием объективных факторов. Это широкий спектр нагруженности КЭ самолетов, особенности их размеров и формы, типы материалов, различные возможности средств контроля и другие факторы. Поэтому метод прогнозирования остаточного ресурса АК должен основываться на комплексе подходов, которые отражают различные аспекты формирования и развития ДР на поверхности плакирующего слоя и предусматривают использование соответствующих регрессионных моделей по развитию ДР. На основании таких подходов получены экспериментальные результаты, которые позволяют определять локализованное усталостное повреждение критических мест конструкции, а так же производить интегральную оценку истории эксплуатационного нагружения и исчерпания ресурса конструкции ВС. При этом предлагаемые методологические подходы дополняют друг друга и направлены на повышение точности результатов прогноза.

3.3.1 Методика определения остаточного ресурса конструктивных элементов по параметрам насыщенности деформационного рельефа на поверхности плакирующего слоя

Ранее было определено, что зависимость параметра D от относительной наработки \bar{N} при циклическом осевом растяжении (коэффициент асимметрии цикла $R=0$) описывается регрессионной функцией (3.1) вида

$$D = A \ln \bar{N} + B, \quad (3.19)$$

Регрессионная зависимость (3.19) может быть использована для прогнозирования остаточной долговечности объектов контроля – наработки до образования усталостной трещины \bar{N}_R .

Текущая относительная наработка \bar{N} и остаточная долговечность \bar{N}_R связаны очевидным соотношением

$$\bar{N} = 1 - \bar{N}_R. \quad (3.20)$$

Из выражений (3.19) и (3.20) следует

$$D = A \ln(1 - \bar{N}_R) + B.$$

Тогда для относительной остаточной долговечности получаем

$$\bar{N}_R = 1 - \exp\left(\frac{D - B}{A}\right). \quad (3.21)$$

На основании формулы (3.21) и данных, представленных на рис. 3.3, построена регрессионная зависимость \bar{N}_R от D (рис. 3.41).

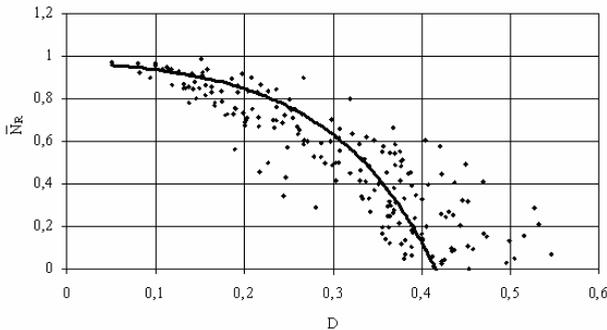


Рис. 3.41. Зависимость остаточного числа циклов нагружения \bar{N}_R от текущего значения параметра насыщенности D в условиях осевого циклического растяжения. Точки – эксперимент; линия – регрессия

Значение критерия Пирсона $\chi^2 = 2.076$ (критическое значение для доверительного интервала $\alpha = 0,05$ равно $\chi^2_{кр} = 5,99$) указывает на нормальный закон распределения отклонения экспериментальных данных от регрессионной зависимости.

Прогнозирование предельного состояния по параметру повреждения D возможно и при испытаниях в условиях консольного изгиба. Зависимость остаточной долговечности \bar{N}_R от параметра насыщенности D для разных значений максимальных напряжений асимметричного изгиба ($R=0$) изображена на рис 3.43.

Данная зависимость получена для напряжений 147 МПа; 173 МПа; 235 МПа на основании регрессионной функции (3.2) и формулы (3.22). При этом принималось, что критическое значение параметра D в момент появления трещины является инвариантным по отношению к действующему напряжению.

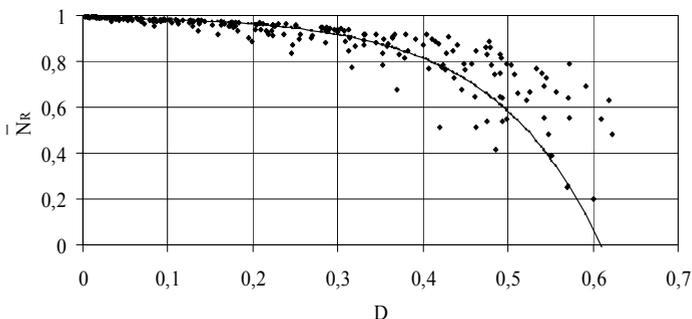


Рис. 3.42. Зависимость остаточного числа циклов нагружения \bar{N}_R от текущего значения параметра насыщенности D в условиях консольного изгиба

Результаты прогнозирования, выраженные в относительной наработке \bar{N}_R , следует представлять в абсолютных величинах N_R . Для этого необходимо располагать значением числа циклов до формирования трещины N_c , которое зависит от максимального напряжения в цикле σ_{\max} , параметра насыщенности ДР D и наработки в момент контроля данного показателя N . По данным экспериментальных исследований получена следующая множественная регрессионная модель (коэффициент корреляции 0,7736):

$$N_c = 522512 + 0,422N - 3553,6\sigma_{\max} - 103082D.$$

Необходимо отметить, что когда оценка остаточной долговечности выполняется на начальном этапе эксплуатации (остаточный ресурс составляет более 80 %), точность оценки является максимальной. Такой случай представляет наибольший практический интерес, так как дает возможность прогнозировать развитие поврежденности на ранней стадии. При проведении натуральных испытаний АК это позволяет существенно сократить их продолжительность.

Влияние на остаточную долговечность коэффициента асимметрии цикла R и параметра насыщенности D экспериментально исследовалось при нагружении образцов из сплава Д16АТ консольным изгибом. По данным экспериментальных исследований получена регрессионная модель

$$N_R \% = 115,37 - 123,06D - 16,05R. \quad (3.22)$$

Прогноз остаточного ресурса может осуществляться и с учетом фрактальных размерностей ДР. Соответствующие регрессионные уравнения для определения относительной остаточной долговечности (измеряемой в процентах), которые получены на основании экспериментальных данных при испытаниях образцов с максимальным напряжением $\sigma_{\max} = 234,5$ МПа для различных коэффициентов асимметрии цикла нагружения, представлены в табл.3.15.

Таблица 3.15

Регрессионные модели для остаточной долговечности при нагружении с различными значениями коэффициента асимметрии цикла R

R	Регрессионная модель	Коэффициент корреляции
0	$N_R, \% = 218,82 - 127,84D - 85,37D_{P/S}$	0,6956
0,3	$N_R, \% = 226,44 - 196,85D - 84,1D_{P/S}$	0,8874
0,42	$N_R, \% = 115,84 - 87,88D - 10,36D_{P/S}$	0,8454
0,5	$N_R, \% = 226,91 - 171,4D - 91,26D_{P/S}$	0,8507
0,6	$N_R, \% = 158,13 - 146,91D - 37,134D_{P/S}$	0,7670

Следует отметить, что применение фрактальной размерности $D_{P/S}$ повышает достоверность модели прогнозирования остаточной долговечности по текущему значению параметра D . Так, если для регрессионной зависимости (3.24) коэффициент корреляции $R^2=0,7189$, то для той же зависимости, но с учетом фрактальной размерности $D_{P/S}$:

$$N_R, \% = 243,83 - 169,44D - 97,33D_{P/S} - 21,0R$$

коэффициент корреляции существенно выше: $R^2=0,7897$.

3.3.2. Структурно-логическая схема для реализации прогнозирования остаточного ресурса при непосредственном контроле элементов конструкций

Контроль предусматривает мониторинг ДР подготовленных участков непосредственно на поверхности элементов конструкций

из плакированных алюминиевых сплавов с использованием оптоэлектронных средств. К таким элементам относятся тонкостенные конструкции – обшивка фюзеляжа, крыла, оперения.

Локальные участки для контроля подготавливаются путем устранения лакокрасочного покрытия и анодного слоя, проходят полировку поверхности для возможности использования средств оптической микроскопии.

Контроль состояния КЭ по показателям ДР позволяет осуществлять прогноз остаточного ресурса на стадии до образования трещины усталости. Он может осуществляться при стендовых испытаниях и в эксплуатации.

Мониторинг поврежденности при стендовых испытаниях нового типа самолета позволит своевременно определять критические места конструкции и даст возможность проводить ее усовершенствование в соответствии с требованиями прочности и ресурса.

Представленные в настоящем разделе результаты экспериментальных исследований по эволюции ДР на поверхности плакированных алюминиевых сплавов, а также комплекс полученных на их основе регрессионных моделей изменения ДР от числа циклов охватывают широкий спектр режимов циклического нагружения, встречающийся в эксплуатации. Для практического использования данного подхода предлагается следующая структурно-логическая схема (рис.3.43) и алгоритм ее реализации.

1. Определяется эксплуатационный спектр нагрузок самолета, распределения нагрузок по конструкции, прочностные свойства конструкционных материалов. В соответствии с рекомендациями ИКАО (Doc.9051 - AN/896, ICAO, 1987) и Авиационными правилами спектр нагрузок должен базироваться на статистических данных результатов измерений по конкретному типу самолета, а при недостаточном количестве экспериментальных данных – на основе оценки ожидаемых условий эксплуатации.

2. Определяются зоны контроля.

При этом учитываются следующие факторы:

- а) результаты тензометрии элементов конструкции;
- б) результаты статических испытаний;
- в) места локализации усталостных повреждений, определяемых расчетом;
- г) результаты анализа опыта эксплуатации.



Рис. 3.43. Структурно-логическая схема для реализации прогнозирования остаточного ресурса при непосредственном контроле элементов конструкций

3. По результатам лабораторных испытаний КЭ создается банк данных для построения регрессионных моделей эволюции параметров ДР. Основой банка данных являются результаты испытаний, представленные в настоящей работе. С учетом перечня возможных задач полученные результаты могут быть дополнены уточняющими данными об эволюции ДР на поверхности других конструкционных материалов, в условиях действия иных режимов нагружения и т.д. Программы испытаний строятся на основе эксплуатационного спектра нагруженности (пункт 1). Методика мониторинга поверхности лабораторных образцов соответствует методике оптоэлектронного контроля, изложенной в данной работе.

4. Мониторинг усталостного повреждения АК в процессе их натурных испытаний и в эксплуатации выполняется аналогично процедуре мониторинга усталости лабораторных образцов в зонах, определенных требованиями пункта 2.

5. Оценка остаточного ресурса элементов конструкций выполняется по регрессионным моделям, которые были получены по результатам испытаний лабораторных образцов (пункт 3).

3.3.3. Структурно-логическая схема для реализации прогнозирования остаточного ресурса конструкций при контроле структурно чувствительных образцов-свидетелей. Автоматизированная бортовая система мониторинга усталостного повреждения конструктивных элементов самолета

Прогнозирование остаточного ресурса элементов конструкций с использованием образцов-свидетелей усталостного повреждения базируется на информации об эволюции ДР плакирующего слоя на их поверхности. Такая информация может быть получена на основании лабораторных испытаний модельных образцов и соответствующих регрессионных моделей по изменению показателей ДР поверхности образцов-свидетелей.

Ключевые положения данной методики, структурно-логическая схема реализации которой представлена на рис.3.44, совпадают с положениями, рассмотренными в п. 3.3.2. Особенностью предлагаемой методики является возможность управления чувствительностью образцов-свидетелей путем оптимизации их геометрических и размерных параметров.



Рис. 3.44. Структурно-логическая схема реализации прогнозирования остаточного ресурса конструкций по параметрам ДР поверхности структурно чувствительных образцов-свидетелей

Существенное отличие данной методики от ранее рассмотренной состоит в том, что полученная в результате мониторинга информация позволяет не только прогнозировать остаточный ресурс КЭ, на которых они установлены, но и давать интегральную оценку истории нагруженности и поврежденности конструкции ВС при циклическом нагружении.

Предлагаемая методика может быть реализована путем применения пассивной (off-line) или активной (on-line) систем. Пассивная система предусматривает периодический контроль сенсора. Для этого требуется его демонтаж и контроль поверхности в лабораторных условиях.

Активная система предусматривает проведение постоянного контроля (мониторинг) состояния поверхности сенсора с использованием бортовой автоматизированной системы мониторинга (БАСМ) усталостного повреждения (рис.3.45) [43].

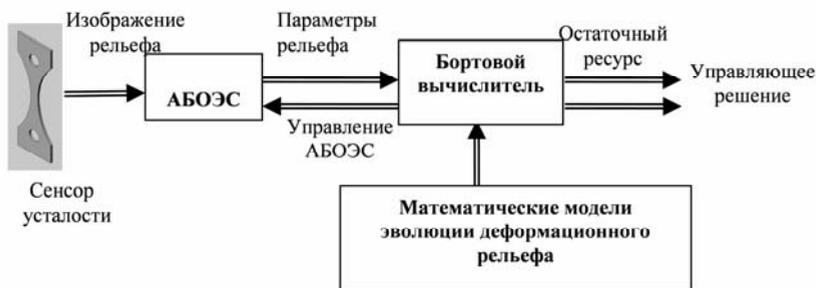


Рис. 3.45. Схема функционирования бортовой автоматизированной системы мониторинга (БАСМ) усталостного повреждения самолетов

Одним из ключевых элементов БАСМ является автономная бортовая оптико-электронная система регистрации ДР (АБОЭС) на образцах-свидетелях и передачи данных в бортовой компьютер.

АБОЭС должна быть компактной и обеспечивать надежную регистрацию параметров ДР как в двухмерном, так и в трехмерном пространстве (насыщенность рельефа на плоскости поверхности и шероховатость в нормальном к площади поверхности направлении).

Конструктивно АБОЭС можно выполнить в виде комплексной системы, которая объединяет функции микроскопа и интерференционного профилометра (рис.3.46).

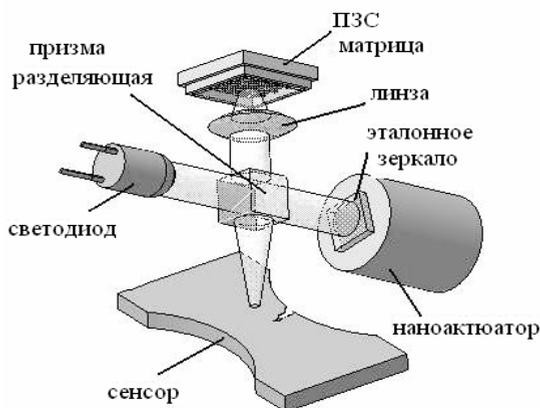


Рис.3.46. Схема автономной бортовой оптоэлектронной системы для регистрации параметров деформационного рельефа

Призма разделяет световой поток от светодиода на два направления, один из которых направляется на поверхность образца-свидетеля усталости. Второй отражается от эталонного зеркала, которое может двигаться с помощью наноактюатора, изменяя длину трассы светового луча.

Лучи от поверхности образца-свидетеля и от эталонного зеркала принимаются через линзу ПЭС-матрицей, которая обеспечивает цифровое изображение поверхности. Разница ходов лучей создает интерференционную картину, которая позволяет определять количественные характеристики топографии поверхности. Возможность реализации указанной системы доказана созданием интерференционного профилометра [44].

Опытный образец БАСМУС целесообразно апробировать на реальной конструкции самолета при проведении стендовых натурных испытаний. При этом необходимо обеспечить следующих требований к системе.

1. Наличие образцов-свидетелей (сенсоров усталости), крепящихся к контролируемым элементам конструкции и адекватно реагирующих изменением ДР поверхности на нагруженность в процессе циклической наработки при стендовых испытаниях и в эксплуатации;

2. Обеспечение возможности монтажа сенсоров и их надежной фиксации на объектах контроля, особенно в местах, недоступных для осмотра в эксплуатации;

3. Наличие автономной бортовой оптоэлектронной системы регистрации (АБОЭС) ДР на сенсорах и передачи данных в бортовой компьютер;

4. Обеспечение надежной работы АБОЭС на борту, обеспечение регистрации постоянного участка контроля сенсоров;

5. Наличие апробированного программного обеспечения для обработки информации от сенсоров о состоянии ДР, реализации встроенных математических моделей и выдачи управляющих рекомендаций.

Таким образом, созданы все необходимые предпосылки для практической реализации систем мониторинга технического состояния (SHM) авиационных конструкций в виде представленной системы бортовой автоматизированной системы мониторинга (БАСМ) усталостного повреждения самолетов. Внедрение системы на новых образцах отечественной авиационной техники позволит существенно повысить ее надежность и экономическую эффективность эксплуатации.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Карускевич М.В.* Вплив режимів навантажування на еволюцію параметрів деформаційного рельєфу при циклічному навантажуванні // Вісник інженерної академії. – 2011. – № 2. – С.163-168.
2. *Nishichara, Iamada.* Fatigue strength of metals under alternating stresses of varying amplitude // Met. Fac. Eng. Kyoto Univ. – 1956. – 18, № 3. – P. 211-225.
3. *Кордонский Х.Б., Корсаков Б.Е.* Расчеты усталостной долговечности методами теории вероятностей // Труды РИИ ГВФ. – 1961. – № 5. – С. 8-17.
4. *Карускевич М.В.* Ориентационная зависимость усталости алюминиевого сплава // Динамика технического состояния конструкции воздушных судов гражданской авиации в процессе эксплуатации и ремонта. – 1987. – С. 3-6.
5. *Воробьев А.З., Олькин Б.И., Стебенев В.Н.* – Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. ВоробьевМ.: Машиностроение, 1990. –240 с.
6. *Bryan D.F., Potter J.M.* Effect of load spectrum variables on fatigue crack initiation and propagation. – Ann Arbor: ASTM, 1980. – 230 p.
7. *Юцкевич С.С.* Прогнозування несучої здатності матеріалу обшивки літального апарату за показниками еволюції деформаційного рельєфу поверхневого шару: автореф. дис. на отримання наук. ступеня канд. техн. наук: спец. 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів». – К., 2011. – 20 с.
8. *Игнатович С.Р., Шмаров В.Н., Юцкевич С.С.* Особенности формирования деформационного рельефа на поверхности сплава Д16АТ при усталости // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10. – С. 132–136.
9. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Юцкевич С.С. и др.* Эволюция деформационного рельефа плакированного слоя алюминиевого сплава Д16АТ при усталости // Праці Міжнародної НТК «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування» (Тернопіль, Україна вересень 21-24, 2009) – Тернопіль : ТДТУ. 2009. – С.47–53.

10. *С.Р. Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Юцкевич С.С. и др.* Деформационный рельеф поверхности как показатель усталостной поврежденности авиационных сплавов на основе алюминия // Сб. материалов III-й междунар. конф. «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов» (Москва, октябрь 12-15, 2009)–Т.1. – М. : Интерконтакт Наука, 2009. – С.53–54.
11. *Ignatovich S.R., Yutskevych S.S., Doroshenko E.Ju., Priluckiy S.V.* Methodical aspects of alloy D16AT deformation relief registration under cyclic loads // Safety in Aviation and Space Technology: Proceeding of the Fourth World Congress “Aviation in the XXI-st Century”, (21-23 September 2010). – V.1, Kyiv, 2010. – P. 13.17-13.20.
12. *Ignatovich S., Yutskevych S.* The fatigue damage control of Al-clad alloy D16AT by characteristics of deformation relief on surface, // XV International Colloquium «Mechanical Fatigue of Metals. (13-15 September 2010). – Opole: Opole University of Technology, 2010. – P. 25.
13. *Игнатович С.Р., Юцкевич С.С.* Контроль усталости сплава Д16АТ по характеристикам деформационного рельефа поверхности // Физико-химич. механика материалов. – 2011. – Т. 47, № 5. – С. 60-65.
14. *Ignatovich S.R., Yutskevich S.S.* Monitoring of the d16at alloy according to the characteristics of deformation surface pattern // Materials Science. – 2011. – Vol. 47, N 5. – P. 636 - 643.
15. *Surface Effects in Crystal Plasticity / Ed. by R.M. Latanision, J.T. Fourie.* – Leyden: Noordhoff, 1977. – 944 p.
16. *De Jonge J.B., Schutz D., Lowak H., Schijve J.* A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures / LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U). – Darmstadt-Amsterdam, 1973. – 52 p.
17. *De Jonge J.B., Schutz D., Lowak H.* MiniTWIST. A shortened version of TWIST / LBF Bericht FB-106 (NLR 79018U). – Darmstadt-Amsterdam, 1979. – 38 p.
18. *Игнатович С.Р., Закієв І.М., Закієв В.І., Юцкевич С.С.* Патент на корисну модель № 39972 Україна, G01B 9/02; 11/30. Безконтактний тривимірний профілометр. Власник НАУ. – № 200809989; заявл. 01.08.2008; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6. – 3 с.: 2 іл.

19. *Игнатович С.Р., Юцкевич С.С., Закиев В.И., Майстренко Ю.Н.* Исследование процесса усталости в сплаве Д16АТ при помощи нанопрофилометр // Вестник двигателестроения – № 3. – Харьков: ХАИ, 2008. – С.99-102.
20. *Ignatovich S.R., Zakiev V.I., Yutskevych S.S.* Metal fatigue process investigation by the interference nanoprofilometer // Safety in Aviation and Space Technology: Proc. of the Third World Congress «Aviation in the XXI-st Century» (Kyiv, Ukraine, September 22-24, 2008). – V.1, , 2008. – P. 12.7-12.10.
21. *Игнатович С.Р., Закиев И.М., Юцкевич С.С. и др.* Интерференционный профилометр для контроля топографии поверхности материалов с нанометровым разрешением // Праці Міжнародної НТК «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», (Тернопіль, Україна, вересень 21-24, 2009) – Тернопіль : ТДГУ. 2009. – С. 175–179.
22. *Timmins P.F.* Solutions to equipment failures. – Materials Park, OH : ASM International, 1999. – 331 p.
23. *Юцкевич С.С.* Микропластическое деформирование поверхности сплава Д16АТ при случайном программном нагружении // Проблемы тертя та зношування. – 2010. – Вип. 52. – С. 85–91.
24. *Баренблатт Г.И., Ботвина Л.Р.* Методы подобия в механике и физике разрушения // Физико-хим. механика материалов. – 1986. – № 1. – С. 57–62.
25. *Баренблатт Г.И.* Подобие, автомодельность, промежуточная асимптотика / – Л.: Гидрометеиздат, 1982. – 256 с.
26. *Засимчук Е.Е., Карускевич М.В., Радченко А.И., Лебедев Ю.А.* А. С. 15802118 СССР, G 01 N 3/32. Способ контроля усталостной повреждаемости элементов конструкций (СССР). – № 4383976/25–28; заявл. 20.01.88; опубл. 20.08.02, Бюл. № 27.
27. *Zasimchuk E.E., Karuskevich M.V., Radchenko A.I.* Single-crystal as an indicator of fatigue damage // Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. – Vol.15. – 1993. – № 12. – P. 1281-1283.
28. *Zasimchuk E.E., Gordienko Yu., Karuskevich M.V., McEwen R.* Computer-aided topography analysis of self-similar smart structures to estimation of fatigue damage in metallic aircraft structures // Proc. of Int. Conf. «СМЕМ 99», (Wessex, 27-29 April 1999) / Wessex Inst. of Techn. – 1999. – P. 223-226.

29. *Карускевич М.В., Карускевич О.М.* Мониторинг деградации прочности авиационных конструкций с помощью монокристаллических индикаторов // Проблемы системного подхода в экономике. – Киев. КМУГА. – 2000. – С. 96-101.
30. *Засимчук Е.Э., Гордиенко Ю.Е., Гонтарева Р.Г.* Физическое обоснование возможности использования монокристаллических сенсоров для анализа деформационной повреждаемости элементов конструкций, // Пробл. прочн. – 2006. – № 2. – С.93-104.
31. *Karuskevich M.V., Hayday H.V., Maslak T.P.* Sensitivity of single – crystal foil fatigue indicators // Вісник НАУ. – 2006. – № 3. – С. 53-56.
32. *Карускевич М.В.* Сенсор усталости авиационных конструкций // Вісник національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Серія машинобудування. – К.: НТУУ «КПІ». – 2011. – 63. – С.196-198.
33. *Karuskevich M.V.* Fatigue life prediction by the structurally sensitive damage indicator // Вісник НАУ, №1 (50). – 2012. – С. 139-143.
34. *Карускевич М.В., Корчук О.Ю., Костенюк Д.М., Каран Є.В.* Зразок-свідок втомного пошкодження авіаційних конструкцій // Вісник інженерної академії. – 2009. – № 3-4. – С. 219-224.
35. *Карускевич М.В.* Методологія визначення відпрацювання ресурсу літальних апаратів за параметрами деформаційного рельєфу поверхні конструктивних елементів та зразків-свідків: автореф. дис. на отримання наук. ступеня докт. техн. наук: спец. 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів». – К., 2012. – 40 с.
36. *Парамонов Ю.М.* Источники информации индивидуального расхода ресурса. Учебное пособие для ВУЗов ГА / – Рига: – 1980. – 78 с.
37. *Галлагер Р.* Метод конечных элементов. – М.: Мир, 1984. – 428 с.
38. *Василевский Е.Т., Гребенников А.Г., Ефремов А.Ю. и др.* Методика определения характеристик локального НДС в зоне монолитного профиля фитингового стыка крыла с центропланом // Открытые информац. и компьютерн. интегрир. технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2005. – Вып. 28. – С. 177-193.

39. *Нестеренко Г.И., Якобсон И.В.* Применение образцов-сигнализаторов для индикации накопления усталостных повреждений // В сб. «Вопросы эксплуатационной прочности и надежности авиационных конструкций», РИИГА, 1967, труды, сборник № 2, выпуск 104, – С.14-20.
40. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М., Пантелеев В.М.* Диагностика усталости плакированных алюминиевых сплавов // Вестник НТТУ КПИ. Машиностроение. – 2002. – № 43. – С. 53-55.
41. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М. та ін.* Моніторинг втоми конструкційних алюмінієвих сплавів // Вісник НАУ. – 2004. – № 1 (19). – С. 88-91.
42. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М.* Эволюция поврежденности сплава Д-16 АТ у концентратора на стадии до зарождения усталостной трещины // Авиационно-космическая техника и технология. –2004. – № 4 (12). – С. 29-32.
43. *Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Бурау Н.И., Краснопольский В.С.* Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций // Вісник Тернопільського Національного технічного університету: спеціальний випуск. Ч.2, 2011 – С. 136-143.
44. *Игнатович С.Р., Закиев И.М., Закиев В.И.* Методика бесконтактной регистрации поверхностного рельефа объектов в трехмерном нанометрическом диапазоне // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 4 (20). – С. 46-49.

Глава 4. РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ МНОГООЧАГОВОМ ПОВРЕЖДЕНИИ ЗАКЛЕПОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

4.1. Проблема многоочагового повреждения и пути ее решения для стареющего парка самолетов

Тенденция увеличения ресурсов ВС обострила проблематику обеспечения их летной годности, связанную с нарушением целостности конструкций. Все возрастающий парк самолетов с достаточно большим налетом (стареющий парк) в значительной степени подвержен проявлению деградационных процессов, в частности усталости и коррозии, и представляет собой особую категорию АТ, к обслуживанию и восстановлению которой необходимы специфические подходы.

Как было отмечено в п.1.1 настоящей работы, концепция допустимости повреждения, реализуемая в ВВС США в рамках программы ASIP, позволила решить многие задачи по обеспечению целостности АК в условиях увеличения их ресурсов. Основные положения этой все еще действующей программы используется и адаптируется для технических решений и регулятивных действий во многих странах.

В авиации проблема обеспечения усталостного ресурса – наработки в эксплуатации до предельного состояния, определяемого критериями усталостной прочности, исторически связана с двумя катастрофическими событиями. Это разрушение самолетов Comet в 1954 г. и Boeing 737-200 компании Aloha Airlines в 1988 г.

Основные выводы, которые были сделаны после катастрофы Comet, заключались в признании явления усталости как одного из основных повреждающих факторов, ограничивающих ресурс самолета. Была определена необходимость всестороннего учета эксплуатационной нагруженности элементов конструкции, а так же необходимость углубленного изучения эффекта концентрации напряжений (их распределения вокруг вырезов и трещин). Акцентировалось внимание на повышение эффективности выявления трещин методами НК. Эти мероприятия позволили существенно увеличить верхний порог ресурсов авиационной техники – 1290 полетных циклов до разрушения Comet и более чем 80000 полетных циклов для Boeing 737-200 (Aloha Airlines) [1].

Разрушение верхней панели обшивки фюзеляжа Boeing 737-200 (рис.4.1) произошло вдоль ряда заклепочного соединения из-за наличия усталостных трещин у отверстий под заклепки. Анализ причин этого события обозначил проблему так называемого многоочагового повреждения (multiple site damage – MSD) [2]. Суть заключается в том, что остаточная прочность конструкции с наличием большого количества концентраторов напряжения (отверстия под заклепки) не определяется длиной единичной, изолированной трещины, а зависит от совокупности дефектов в заклепочном соединении.



Рис. 4.1. Разрушение обшивки фюзеляжа самолетов Boeing от многоочагового повреждения заклепочных соединений. Авиакомпания Aloha Airlines, рейс 243 (а) и Southwest, рейс 882 (б)

Во-первых, даже небольшая по размерам трещина a_d , образовавшаяся у края отверстия, модифицируется как более длинная с учетом диаметра отверстия: $a_{mc} = D + 2a_d$ (рис.4.2, а). Это приводит к существенному сокращению периода роста трещин и, соответственно к уменьшению реального ресурса конструкции (рис.4.2, в) [1].

Во-вторых, две небольшие по размерам трещины, образовавшиеся у соседних отверстий и растущие навстречу друг другу, могут объединиться и привести к разрушению перемычки между отверстиями (рис.4.2, б). В этом случае формируется дефект достаточно большого размера ($a_{mc} = 2D + l$), который приведет к перераспределению напряжений в несущем сечении и может способствовать ускоренному разрушению заклепочного соединения.

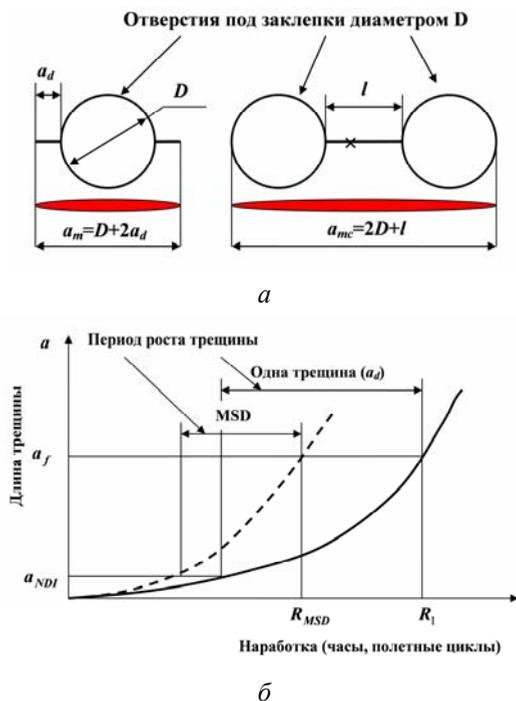


Рис. 4.2. Схема влияния MSD на прочность конструкции: формирование трещины с модифицированной длиной a_m (a) и влияние MSD на ресурс (b). a_d – длина трещины; a_{NDI} – минимальная длина трещины, регистрируемая методами НК; a_f – критическая длина трещины; R_1 – ресурс конструкции с одной трещиной; R_{MSD} – ресурс конструкции при MSD

В-третьих, 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.

Важным обстоятельством является то, что многоочаговое повреждение АК с заклепочными соединениями преимущественно проявляется на ВС с достаточно большими сроками эксплуатации. Следует отметить, что данная проблема стала определяющей в

комплексе мероприятий по обеспечению летной годности и обоснованию ресурсов стареющего парка (aging fleet) самолетов [3,4]. Учитывая значительную долю такого парка среди ВС, находящихся в эксплуатации (табл. 4.1), а также тенденцию к ее возрастанию (рис. 4.3), следует признать, значимость и актуальность проблемы MSD на современном этапе развития авиации.

Таблица 4.1.

Объем стареющего парка ВС разных типов на 1999 год [1]

Тип ВС	Кол-во выпущенных ВС	Парк ВС в эксплуатации	Кол-во ВС стареющего парка.		
			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%)

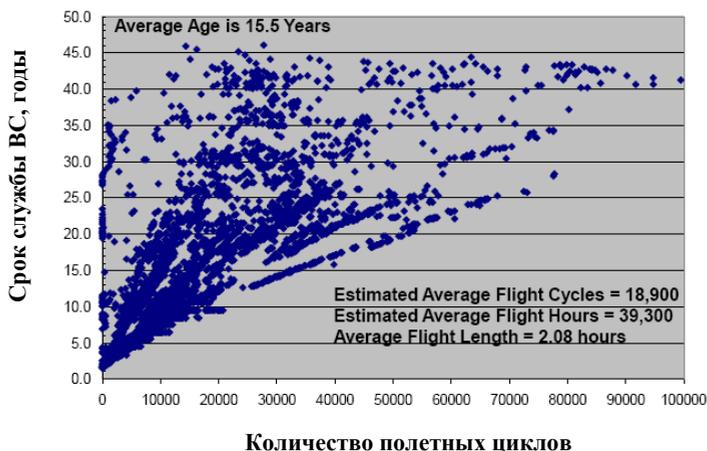


Рис. 4.3. Срок службы и наработка в эксплуатации парка ВС транспортной категории в США (5014 единиц). Данные на июнь 2010 г. Средний срок службы 15,5 лет; средняя наработка 18900 полетных циклов или 39300 часов налета; средняя продолжительность полета 2,08 часов [5]

За период после первого проявления разрушения фюзеляжа от MSD (1988 г.) производителями АТ, ее эксплуатантами, авиационными администрациями разных стран, а также научно-техническими и исследовательскими центрами были предприняты определенные усилия по решению данной проблемы. Рассмотрим некоторые положения и определения из нормативной базы.

Многоочаговое повреждение не является обособленным понятием в комплексе проблемных положений, связанных с обеспечением усталостной прочности АК. MSD тесно взаимосвязано с такими понятиями как *Обширное усталостное повреждение* (Widespread Fatigue Damage – WFD) и *Многоэлементное повреждение* (Multiple Element Damage – MED).

Формулировки данных положений, принятых в США Консультативным комитетом по разработке авиационных правил (Aviation Rulemaking Advisory Committee – ARAC) и используемых Рабочей группой по обеспечению лётной годности (Airworthiness Assurance Working Group – AAWG), а также изложенных в Методах определения соответствия (МОС) нормативным требованиям АП 25.571 приведены в табл. 4.2.

Таблица 4.2.

**Нормативные определения основных положений, касающихся
усталостной прочности ВС**

Определения ARAC [6] (язык оригинала)	Определения МОС [7]
<p><i>Widespread Fatigue Damage</i> (WFD) in a structure is characterized by the simultaneous presence of cracks at multiple structural details that are of sufficient size and density whereby the structure will no longer meet its damage tolerance requirement (<i>i.e.</i> to maintain its required residual strength after partial structural failure)</p>	<p><i>Обширное усталостное повреждение</i> 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</p>
<p><i>Multiple Site Damage</i> (MSD) is a source of widespread fatigue damage characterized by the simultaneous presence of fatigue cracks in the same structural element (<i>i.e.</i> fatigue cracks that may coalesce with or without other damage leading to a loss of required residual strength)</p>	<p><i>Многоочаговое повреждение</i> это состояние поврежденной 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]</p>
<p><i>Multiple Element Damage</i> (MED) is a source of widespread fatigue damage characterized by the simultaneous presence of fatigue cracks in similar adjacent structural elements</p>	<p><i>Многоэлементное повреждение</i> это состояние поврежденной конструкции, приводящее к обширному усталостному повреждению, характеризующееся одновременным наличием усталостных трещин в смежных конструктивных элементах</p>

Кроме этого, для формирования программ, направленных на обеспечение целостности конструкций, AAWG предлагает использовать следующую терминологию для особых этапов наработки ВС (табл. 4.3).

Таблица 4.3.

Особые этапы наработки, используемые при реализации программ по обеспечению усталостной прочности ВС

Определения ARAC [6]	
язык оригинала	перевод авторов
<i>Fatigue Crack Initiation</i> is that point in time when a finite fatigue crack is first expected	Образование усталостной трещины – момент времени, когда впервые проявляется устойчивая усталостная трещина
<i>Point of WFD</i> is a point reduced from the average expected behavior, i.e. lower bound, so that operation up to that point provides equivalent protection to that of a two-lifetime fatigue test	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
<i>Monitoring Period</i> is the period of time when special inspections of the fleet are initiated due to an increased risk of MSD/MED, and ending when the point of WFD is established	Период Мониторинга – промежуток времени, когда при увеличении риска MSD/MED начинаются специальные инспекции парка и который заканчивается в точке WFD

Графическое представление приведенных в табл. 4.3 этапов иллюстрируется на простой схеме (рис.4.4).

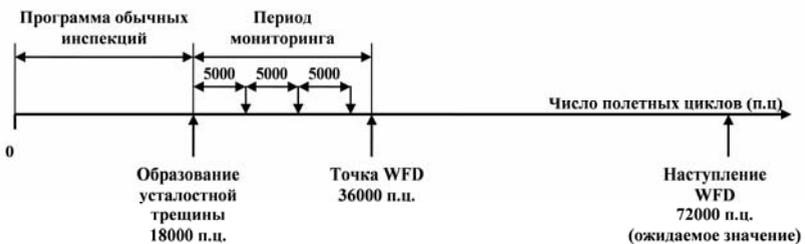


Рис. 4.4. Схема расположения на оси времени особых этапов наработки ВС, направленных на предотвращение усталостного разрушения конструкции [6]. Значения полетных циклов условные

При обобщении всех научно-технических и регулятивных мероприятий, которые были наработаны за последние годы и направлены на обеспечение летной годности стареющего парка по условиям усталостной прочности самолетов, обозначились основные направления решения проблемы MSD [1,2,4]. Это:

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

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

3. Разработка специальной методологии инспектирования стареющих ВС с источниками проявления MSD, включая вопросы надежности 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 заклепочных соединений, их местоположения, нагруженности, механических свойств материалов и особенностей работы в эксплуатации. Эти данные уточняются с учетом результатов стендовых и летных испытаний как новых типов ВС, так и конструкций с эксплуатационной наработкой. Безусловно, важным источником информации о техническом состоянии таких критических мест является опыт эксплуатации самолетов, особенно тех, которые оборудованы встроенными датчиками контроля (системами SHM). В качестве примера на рис. 4.5 приведены критические места, восприимчивые к MSD, самолета Airbus A300.

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.



Рис. 4.5. Восприимчивые к MSD критические места конструкции для А300 [1]

Данное направление, безусловно, связано с предыдущим и закладывает научную базу для выработки и реализации научно-технических и регуляторных действий, направленных на обеспечение летной годности самолетов стареющего парка. Одним из таких действий является разработка специальной для стареющего парка методологии инспектирования, что предусматривается третьим направлением решения проблемы MSD.

В рамках развития второго направления в настоящей работе предлагается новый подход к решению задачи прогнозирования предельных состояний заклепочных соединений при наличии MSD.

4.2. Методология прогнозирования предельного состояния авиационных конструкций при наличии множественных трещин

Современная методология прогнозирования ресурса машин базируется на вероятностных подходах [8]. Допускаем, что АК в какой-то момент времени эксплуатации имеет трещины, размеры которых a являются случайными величинами. Предельное состояние АК определяется наличием хотя бы одной трещины критической (недопустимой с позиций прочности) длины a_* . Тогда возможность реализации предельного состояния АК сводится к определению вероятности события $a \geq a_*$, а прогнозирование во времени ее работоспособности – к определению распределения ресурса конструкции.

Решение этой задачи для конструкций с большим количеством потенциальных источников трещинообразования (MSD заклепочных соединений) должно осуществляться с учетом статистического

распределения случайной величины – длины трещин a в фиксированный момент времени t . Если известны плотность $f_a(a;t)$ или функция $F_a(a;t)$ такого распределения, определяются следующие ресурсные показатели (рис. 4.6):

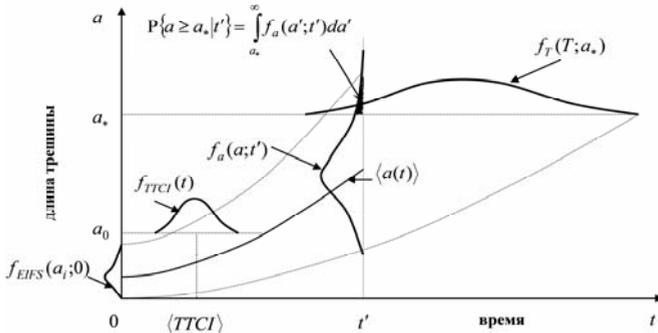


Рис. 4.6. Схема вероятностного прогнозирования предельного состояния конструкции с трещинами.

Плотности распределения случайных величин:

$f_a(a;t)$ – длины трещин; $f_{EIFS}(a_i;0)$ – размера начальных дефектов; $f_{TTCI}(t)$ – наработки до образования трещины длиной a_0 ; $f_T(T;a_*)$ – наработки до образования трещины длиной a_* (ресурс). $\langle \cdot \rangle$ – среднее значение случайной величины; t' – текущее значение наработки

– вероятность реализации предельного состояния в момент времени t'

$$P\{a \geq a_* | t'\} = \int_{a_*}^{\infty} f_a(a'; t') da' = 1 - F_a(a_*; t'),$$

где $P\{\cdot\}$ – вероятность события; a' – переменная интегрирования;

– функция распределения ресурса конструкции T до образования трещины критического размера a_* :

$$F_T(T; a_*) = \int_{a_*}^{\infty} f_a(a; T) da.$$

Такой подход является общепринятым для любых конструкций [8], в том числе и авиационных [9,10]. Для его реализации ключевой задачей является определение базовой характеристики поврежденности – распределения длины трещин в зависимости от наработки в эксплуатации $f_a(a;t)$.

Применительно к многоочаговому повреждению заклепочных соединений АК с большим количеством потенциальных очагов разрушения вполне очевидно, что оценка ресурсных показателей, надежности и остаточной прочности таких конструкций также должна производиться в вероятностном аспекте. Однако существующие методы отличаются от выше описанного подхода.

В работе [11] предложена приближенная модель развития MSD в заклепочных соединениях, основанная на статистическом представлении остаточной прочности АК как функции времени эксплуатации, количества и размеров усталостных трещин, конфигурации их распределения по заклепочному ряду, взаимного влияния трещин при нагружении и других факторов. Рассмотрен упрощенный вариант такой модели, когда все трещины имеют одинаковый размер, а основным повреждающим фактором является неблагоприятная конфигурация их рассредоточения в ряду отверстий под заклепки. Такой подход не противоречит нормативным требованиям [7], согласно которым при отсутствии информации о размерной неоднородности многоочаговых трещин: «...рекомендуется при определении предельного состояния принимать одинаковый размер повреждения в каждом из идентичных очагов». Однако отсутствуют рекомендации о выборе этого размера, что может привести как к занижению, так и к завышению ресурсных показателей конструкций.

Случайная природа MSD обусловлена стохастическим рассеиванием времени до образования трещин, случайным характером эксплуатационного нагружения, случайным распространением и объединением трещин. Большинство из этих факторов учитывается при численном моделировании данного вида поврежденности. Для этого, как правило, используется метод Монте-Карло, реализующий различные модели усталостного разрушения заклепочных соединений [12-15]. Результатом численного эксперимента являются статистические оценки характеристик прочности и долговечности конструкции. Это изменение остаточной прочности от времени

эксплуатации [12], соотношение между продолжительностью стадии до зарождения трещин и стадии их распространения до критического размера [13,14], распределение числа полетных циклов до разрушения [13,15], статистические характеристики поврежденности, необходимые для оценки уровня риска при эксплуатации авиационных конструкций с допустимыми повреждениями [15].

Остановимся более подробно на процедуре численного моделирования MSD методом Монте-Карло, обобщенное изложение которой приведено в работе [6] как методология OEM (Original Equipment Manufacturer), используемая авиастроительной компанией Airbus.

При моделировании исходят из того, что каждый потенциальный очаг повреждения в конструкции (два соседних отверстия под заклепку) существенно отличается по распределению усталостной долговечности от обычных лабораторных образцов.

Период роста трещины делится на интервалы в пределах пошаговой по времени программы со следующими вычислительными действиями на каждом дискретном временном шаге:

- каждый очаг повреждения проверяется на наличие (или отсутствие) усталостной трещины;

- рост каждой усталостной трещины описывается методами линейной механики разрушения; коэффициент интенсивности напряжения определяется с учетом взаимодействия смежных трещин и взаимодействия трещины с отверстием под заклепку с использованием стандартных зависимостей или посредством подробного анализа напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов;

- объединение смежных встречных трещин в вычислениях поврежденности определяется согласно критерию «соприкосновения» зон пластических деформаций у кончиков трещин.

Вычисление прекращается при некоторых ранее определенных условиях предельного состояния – достижения одной из трещин предельной длины или отказа конструкции по критерию предельно допустимой остаточной прочности (с использованием обычной кривой сопротивления развитию трещины или по методике «R-кривой» с учетом возможности взаимодействия трещин).

Эти этапы формируют одну итерацию моделирования методом Монте-Карло. Затем вычисление повторяется с большое количество раз с учетом заданных распределений числа циклов до образования трещины в очагах разрушения и кинетики их роста. Каждое отдельное вычисление представляет различные сценарии повреждения. На выходе получается распределение времени до предельного состояния (полная усталостная долговечность или остаточная прочность), связанное с конфигурацией множественных отверстий.

Результаты моделирования представляются графически с учетом стадийности усталостного разрушения:

$$N_f = N_{ic} + N_{pc}, \quad (4.1)$$

где N_f – число циклов до разрушения (до предельного состояния); N_{ic} – число циклов до образования трещины; N_{pc} – число циклов роста трещины;

Для конфигурации множественных отверстий усталостная долговечность может быть представлена как реализация множества сценариев моделирования в координатах N_{pc} и N_f (рис. 4.7, *а*) или в координатах N_{ic} и N_{pc} [14].

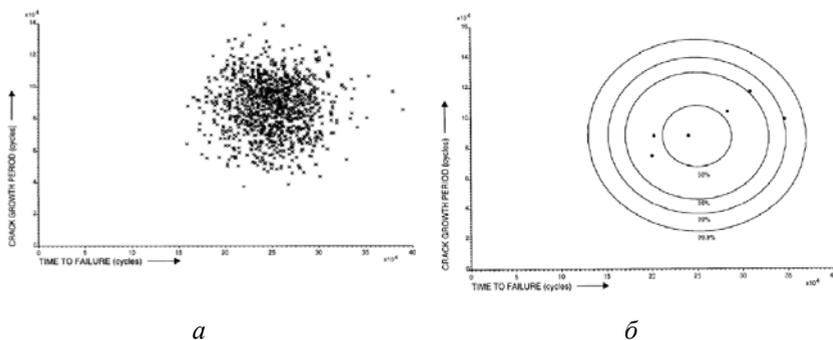


Рис. 4.7. Результаты моделирования методом Монте-Карло конструкции с множественными отверстиями, представленные в виде отдельных сценариев (*а*) и с учетом доверительных интервалов (*б*). На осях отложены: продолжительность стадии роста усталостной трещины N_{pc} (ось ординат) и продолжительность стадии до разрушения конструкции N_f (ось абсцисс) [6]

Статистическая интерпретация результатов моделирования состоит в построении доверительных интервалов без нанесения отдельных частных значений (рис.4.7, б). Точность такого представления данных зависит от числа сценариев моделирования (например, для точности 10^{-4} требуется оценка минимум 10^4 сценариев). На таком графике для подтверждения достоверности численного моделирования часто наносят данные экспериментальных испытаний на усталость образцов с множественными отверстиями (шесть точек на рис.4.7 б).

На основании результатов моделирования для заданного доверительного интервала определяются основные параметры периода мониторинга (рис.4.4) – пороговое значение наработки до образования трещины, точка WFD, интервалы осмотров и средняя наработка до наступления разрушения конструкции [6].

Несмотря на эффективность численного эксперимента, его результаты, как правило, ограничиваются областью значений задаваемых при моделировании параметров. Поэтому они не отражают целостного влияния на MSD определяющих факторов поврежденности – образования трещин, формирования их размерной неоднородности как следствие процессов зарождения и распространения, явления взаимодействия встречных трещин при их объединении.

В этой связи предлагается обобщенная вероятностная модель MSD, основанная на статистическом описании основных проявлений усталостной поврежденности заклепочных соединений и предназначенная для определения надежности авиационных конструкций с большим числом концентраторов напряжения и для вероятностного прогнозирования их ресурса [16,17].

4.3. Вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения заклепочных соединений авиационных конструкций

Рассмотрим элемент обшивки фюзеляжа самолета, расположенный вдоль заклепочного соединения, состоящего из n заклепок и включающий перемычку между двумя соседними отверстиями радиусом r (рис. 4.8, а). Длина такого элемента L равна расстоянию между заклепками в ряду, а ширина H ограничивается расстоянием между соседними рядами заклепок.

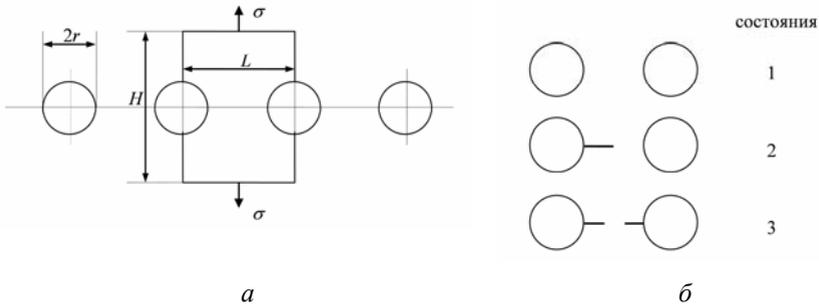


Рис. 4.8. Схема элемента обшивки между соседними отверстиями под заклепки (а) и обозначения возможных состояний поврежденности такого элемента (б). L – расстоянию между заклепками; r – радиус отверстия под заклепку; H – расстоянием между соседними рядами заклепок

При n заклепках количество таких элементов будет $n-1$, причем перемычка любого из них в момент времени t может находиться в трех возможных состояниях (рис. 4.8, б):

- 1) трещины отсутствуют;
- 2) присутствует одна трещина;
- 3) имеется две трещины.

Предполагаем, что на начальной стадии MSD данные состояния являются независимыми, т.е. образование трещины в любом из отверстий не зависит от того, имеется ли уже трещина с другой стороны этого же отверстия, а также от наличия трещин в соседних отверстиях. Следует отметить, что при обширном развитии MSD принятое предположение становится не корректным, т.к. наличие большого количества трещин будет приводить к уменьшению несущего сечения обшивки вдоль заклепочного соединения и, соответственно, к перераспределению нагрузки у отверстий.

Таким образом, возможные состояния рассматриваемого элемента образуют полную группу независимых событий, а их вероятности обозначим, соответственно, как $P_0(t)$, $P_1(t)$ и $P_2(t)$.

Образование усталостной трещины во времени является случайным событием. Предполагаем, что известна функция распределения наработки до образования трещины у отверстия (time to crack initiation – ТТСИ), которую обозначим как $F_{ТТСИ}(t)$, где t – время в часах налета или количество полетных циклов (рис. 4.6).

Учитывая, что перемычка содержит два потенциальных источника зарождения трещин, выразим вероятности состояний через функцию $F_{ТТCl}(t)$:

$$P_0(t) = [1 - F_{ТТCl}(t)]^2; \quad (4.2)$$

$$P_1(t) = 2F_{ТТCl}(t)[1 - F_{ТТCl}(t)]; \quad (4.3)$$

$$P_2(t) = F_{ТТCl}^2(t). \quad (4.4)$$

Принимаем, что предельное состояние при MSD соответствует разрушению хотя бы одной из перемычек в заклепочном соединении. Это событие может быть достигнуто двумя способами.

1. За счет распространения *одной* трещины в перемычке до предельной длины a_* , $a_* \leq l$.

2. За счет объединения *двух* трещин, растущих в перемычке навстречу друг другу.

Вероятность реализации первого события равна вероятности того, что хотя бы в одном элементе, имеющем на момент времени t одну трещину, ее длина будет больше предельной величины a_* . Определим эту вероятность в предположении, что известна функция распределения длины трещин в момент времени t – $F_a(a;t)$.

Для любого рассматриваемого элемента конструкции, содержащего одну трещину, вероятность того, что ее длина в момент времени t меньше значения a_* будет равна

$$q_1(a_*;t) = F_a(a_*;t), \quad (4.5)$$

При достаточно большом n ($n \gg 1$) количество таких элементов $n_1(t)$ можно определить из статистической оценки для вероятности $P_1(t)$:

$$n_1(t) = (n-1)P_1(t) \quad (4.6)$$

Вероятность того, что ни в одном из $n_1(t)$ элементов заклепочного соединения за время t длины трещин не будут превышать значение a_* , с учетом (4.5) и (4.6) будет равна

$$Q_1(a_*;t) = q_1^{n_1(t)}(a_*;t) = F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*;t). \quad (4.7)$$

На основании (4.7) получим выражение для искомой вероятности предельного состояния, когда хотя бы в одной перемычке за-

клепочного соединения в момент времени t трещина будет иметь длину, превышающую критическое значение a_*

$$\Omega_1(a_*; t) = 1 - Q_1(a_*; t) = 1 - F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*; t). \quad (4.8)$$

Рассмотрим второй способ реализации предельного состояния – разрушение перемычки за счет объединения растущих навстречу друг другу трещин.

Пусть для элемента конструкции, содержащего две трещины в перемычке, известна вероятность их объединения $G(t)$ в момент времени t . Количество таких элементов при $n \gg 1$ будет приближаться к значению

$$n_2(t) = (n-1)P_2(t).$$

Вероятность того, что ни в одном из $n_2(t)$ элементов заклепочного соединения за время t объединения трещин не произойдет, определяется соотношением

$$Q_2(t) = [1 - G(t)]^{(n-1)P_2(t)}.$$

Аналогично ранее используемому подходу, для вероятности реализации предельного состояния заклепочного соединения при объединении трещин хотя бы в одном элементе будем иметь

$$\Omega_2(t) = 1 - [1 - G(t)]^{(n-1)P_2(t)}. \quad (4.9)$$

Согласно принятому ранее условию, предельное состояние заклепочного соединения реализуется при разрушении хотя бы одной поврежденной перемычки либо из-за роста одной трещины до предельного размера a_* (в перемычках с одной трещиной), либо за счет объединения распространяющихся навстречу друг другу трещин (в перемычках с двумя трещинами). Эти события несовместимы, и в соответствии с формулой полной вероятности для вероятности наступления предельного состояния за время t можно записать

$$\Omega_*(t) = P_1(t)\Omega_1(a_*; t) + P_2(t)\Omega_2(t), \quad (4.10)$$

где $\Omega_1(a_*; t)$ и $\Omega_2(t)$ определяются выражениями (4.8) и (4.9) соответственно.

На основании формулы (4.10) можно получить ряд представляющих практический интерес результатов.

Вероятность безотказной работы. Выражение (4.10) определяет, по сути, вероятность $\Omega_*(t)$ для полной группы возможных состояний перемычек – поврежденных (вероятности $P_1(t)$ и $P_2(t)$) и неповрежденных (вероятность $P_0(t)$). Так как вероятность разрушения неповрежденной перемычки равно нулю, то слагаемое с вероятностью $P_0(t)$ в (4.10) отсутствует.

Как уже отмечалось, заклепочное соединение, состоящее из n заклепок в ряду, включает $n-1$ перемычек между отверстиями. Вероятность разрушения перемычки задается функцией (4.10). Тогда вероятность безотказной работы (функция надежности) заклепочного соединения $R(t)$ – это вероятность такого события, когда за время t ни одна перемычка между отверстиями не будет разрушена. Для данной функции можно записать

$$R(t) = [1 - \Omega_*(t)]^{n-1} = [1 - P_1(t)\Omega_1(a_*; t) - P_2(t)\Omega_2(t)]^{n-1}. \quad (4.11)$$

Распределение ресурса. Ресурс конструкции T по определению – это время эксплуатации до предельного состояния. Предельное состояние для функции $\Omega_*(t)$ задается условием разрушения хотя бы одной перемычки между отверстиями. В общем случае число таких разрушенных перемычек $n_*(t)$ в момент времени t может быть $n_*(t) \geq 1$, поэтому для прогнозирования ресурса необходимо конкретизировать условие наступления предельного состояния в зависимости от значения $n_*(t)$.

Определим вероятность $P_{n-1}^{n_*}(t)$ того, что к моменту времени t среди $n-1$ перемычек окажется не более n_* разрушенных. Такая вероятность будет равна

$$P_{n-1}^{n_*}(t) = \sum_{i=0}^{n_*} C_{n-1}^i \Omega_*^i(t) [1 - \Omega_*(t)]^{n-1-i}, \quad (4.12)$$

где C_{n-1}^i – биномиальные коэффициенты. Отметим, что при $n_*=0$ (все перемычки целы) из (4.12) следует выражение (4.11).

Естественным есть предположение, что в заклепочном соединении не должно допускаться наличие большого числа разрушенных перемычек. Тогда, при малом значении n_* и достаточно большом

$n-1$ ($n_* \ll n-1$), распределение числа разрушенных перемычек (4.12) асимптотически описывается законом Пуассона

$$P_{n-1}^{n_*}(t) = \sum_{i=0}^{n_*} \frac{\eta^i(t)}{i!} e^{-\eta(t)}, \quad (4.13)$$

где $\eta(t)$ – среднее значение n_* , которое задается соотношением

$$\eta(t) = (n-1)\Omega_*(t). \quad (4.14)$$

Пусть для рассматриваемого заклепочного соединения оговорено, что предельное состояние реализуется при разрушении только одной перемычки: $n_* = 1$. В этом случае функция распределения ресурса $F_T(T)$ определится из условия $F_T(T) = \Pr\{n_*(T) > 1\}$, где $\Pr\{\cdot\}$ – оператор вероятности. На основании (4.13) получаем

$$F_T(T) = 1 - \sum_{i=0}^1 \eta^i(T) e^{-\eta(T)} = 1 - [1 + \eta(T)] e^{-\eta(T)}, \quad (4.15)$$

где параметр $\eta(T)$ определяется на основании соотношения (4.14).

Следует отметить, что распределение ресурса заклепочного соединения (4.15) связано с функцией его надежности $R(t)$. Так, из (4.11) получаем

$$\Omega_*(t) = 1 - R^{\frac{1}{n-1}}(t).$$

Тогда параметр распределения ресурса $\eta(T)$, согласно формуле (4.14), будет равен

$$\eta(T) = (n-1) \left[1 - R^{\frac{1}{n-1}}(T) \right].$$

Полученные вероятностные показатели надежности и ресурса заклепочного соединения дают возможность решать целый ряд практически важных задач. Например, функцию $R(t)$ можно трактовать как изменение остаточной прочности заклепочного соединения и на основании ее изменения от циклической наработки назначать периодичность контроля конструкции на наличие и развитие повреждений. Функция распределения ресурса $F_T(T)$ позволяет осуществлять обоснованное прогнозирование наработки до предельного состояния заклепочного соединения с учетом значения вероятности его реализации. При этом определяются основных числовых характеристик ресурса (среднее значение, дисперсия), а также может быть назначен гамма-процентный ресурс.

Таким образом, для численной оценки надежности и ресурса заклепочных соединений АК при MSD в рамках предлагаемой модели необходимо располагать статистическими распределениями трех случайных величин:

- времени (числа полетных циклов) до образования усталостной трещины в отверстии под заклепку (функция распределения $F_{TTCI}(t)$);
- длины трещин в фиксированный момент времени эксплуатации (функция распределения $F_a(a;t)$);
- времени до объединения трещин, растущих из соседних отверстий навстречу друг другу (функция распределения $G(t)$).

Определение каждого из выше перечисленных распределений предусматривает решение комплекса задач, которые можно объединить в рамках отдельного метода. Увязка этих методов для реализации предлагаемой вероятностной модели позволяет говорить о методологии прогнозирования предельного состояния авиационных конструкций при наличии множественных трещин (рис.4.9).

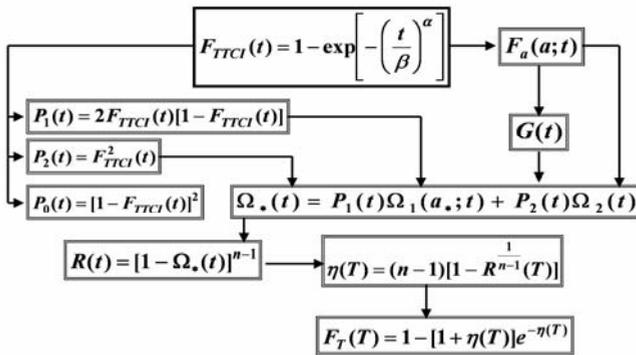


Рис. 4.9. Структурная схема методологии численной оценки надежности и прогнозирования ресурса авиационных конструкций при наличии множественных трещин

Следует отметить, что наиболее информативно обеспеченной для АК является методология определения функции распределения $F_{TTCI}(t)$. Данная функция является основополагающей, так как распределение длины трещин, описываемое функцией $F_a(a;t)$, в

существенной степени определяется случайным временем их образования. В свою очередь случайное объединение встречающихся трещин (функция $G(t)$) объективно зависит от статистической неоднородности их размеров в фиксированный момент времени t .

Таким образом, реализация изложенной в настоящей работе методологии численной оценки надежности и ресурса заклепочных соединений возможна при наличии адекватных статистических моделей, дающих обоснования функций $F_{TTCI}(t)$, $F_a(a;t)$ и $G(t)$. Рассмотрим эти модели.

4.4. Нарботка авиационных конструкций до образования начальной усталостной трещины

Существует два подхода к моделированию начальной стадии усталостного разрушения авиационных конструкций. Суть этих подходов заключается в следующем.

Кинетическое уравнение роста усталостной трещины в детерминистической постановке можно представить в обобщенном виде

$$\frac{da}{dN} = q(\Delta\sigma; R; \dots)g(a) \quad (4.16)$$

где a – длина трещины; N – число циклов нагружения; $q(\Delta\sigma; R; \dots)$ – функция, обобщающая влияние на скорость трещины размаха действующих напряжений $\Delta\sigma$, асимметрии цикла нагружения R , геометрических параметров образца и других факторов; $g(a)$ – функция длины трещины (как правило, степенная).

Интеграл уравнения (4.16) определяется из начальных условий – значением наработки (ТТСИ) до образования трещины начальной длины a_0 (рис. 4.6). Если предельное состояние конструкции определяется присутствием трещины критической длины a_* , то из (4.16) следует

$$t_R = TTCI + \frac{1}{q(\Delta\sigma; R; \dots)} \int_{a_0}^{a_*} \frac{da}{g(a)}, \quad (4.17)$$

где t_R – наработка (число циклов или время) до предельного состояния – долговечность или ресурс конструкции.

Решение (4.17) фактически соответствует выражению (4.1) для двух стадий усталостного разрушения.

Второй подход [9,10] базируется на предположении о существовании в конструкции еще до начала нагружения исходных дефектов (initial flaw size – IFS) размерного уровня a_i (рис. 4.6). Эти дефекты трактуются как начальные, и их распространение считается подобным росту макроскопическим усталостным трещинам. В этом случае из (4.17) следует

$$t_R = \frac{1}{q(\Delta\sigma; R; \dots)} \int_0^{a_*} \frac{da}{g(a)}, \quad (4.18)$$

Таким образом, реализуется одна стадия усталостного разрушения – стадия роста трещин.

Как будет показано ниже, рассмотренные подходы являются тесно взаимосвязанными, особенно при их статистическом представлении. Так, на основании распределения времени до образования трещины $f_{TTCI}(t)$ оценивается распределение начальных дефектов $f_{EIFS}(a_i; 0)$, которое, в свою очередь, формирует распределение длины трещины $f_a(a; t)$ (рис. 4.6). Так как данные распределения используются в предложенной вероятностной модели (п.4.3), рассмотрим эти вопросы более подробно.

4.4.1. Эквивалент начального качества при усталости

Как было отмечено выше, предполагается, что в изделии до начала эксплуатации существуют малоразмерные множественные дефекты, обусловленные несовершенством структуры материала и качеством технологии изготовления деталей. Применительно к усталостному разрушению самолетных конструкций, инициируемому из отверстий в заклепочных соединениях, данная концепция получила название эквивалента начального качества (equivalent initial quality – EIQ) [18]. Количественным показателем EIQ является размер исходного дефекта a_i (equivalent initial flaw size – EIFS) и его распределение $f_{EIFS}(a_i; 0)$ (рис.4.6). Данный методический подход назовем концепцией EIFS.

Следует отметить, что это условные, а не физически выявляемые дефекты. Для оценки величины EIFS кривые зависимостей $a(t)$ (длины наблюдаемых трещин a от наработки t) экстраполируются до пересечения с осью a при $t = 0$ (рис. 4.10, a).

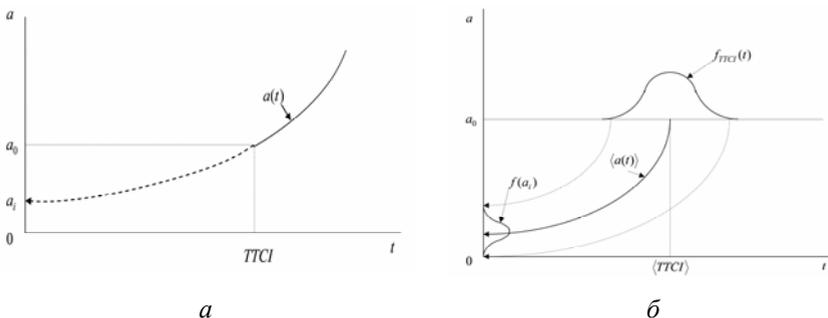


Рис. 4.10. Схемы определения величины EIFS методом обратной экстраполяции зависимости длины трещины от времени (а) [18] и оценки статистического распределения EIFS по распределению ТТСИ [20,21] (б)

Размеры исходных дефектов a_i , скорректированные по результатам фрактографических исследований, составляют 0,004 – 0,055 мм [18] и согласуются с объективными данными контроля дефектности материалов в исходном состоянии. При других подходах к оценке размеров начальных дефектов, например основанных на использовании порогового значения коэффициента интенсивности напряжений K_{th} , получены значения EIFS на порядок выше [19].

Статистическая интерпретация модели разрушения в рамках концепции EIFS базируется на использовании вероятностного распределения размера дефектов, характеризующего исходное качество изделия [9,10]. Так как получить такое распределение на основании прямых измерений проблематично, предлагаются искусственные приемы, основанные на обратной экстраполяции кривых роста трещин и подобии распределений размера дефектов на различных уровнях – от микроскопического (для EIFS) до макроскопического (для усталостных трещин).

Один из методов [20,21] основывается на использовании распределения наработки $f_{TTCI}(t)$ до формирования надежно выявляемой трещины длиной a_0 , которое можно получить из испытаний на усталость. Данное распределение трансформируется в распределение EIFS – $f(a_i)$ при обратной экстраполяции зависимости длины трещины от числа циклов нагружения $a(t)$ до ее пересече-

ния с осью ординат (при $t = 0$) (рис. 4.10, б). При этом полученное распределение $f(a_i)$ может экстраполироваться на весь период усталостного разрушения и использоваться для определения статистических параметров долговечности конструкции [10].

Обратная экстраполяция зависимости $a(t)$ и допущение о подобии распределений размера дефектов независимо от наработки используются для определения $f(a_i)$ по показателям размерной неоднородности более крупных дефектов – выявляемых трещин или повреждений, обнаруженных при фрактографических исследованиях. При этом плотность $f(a_i)$ может соответствовать нормальному или логнормальному распределениям, а также распределению, совместимому с распределением Вэйбулла [12,22]:

$$F_{EIFS}(a_i) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln(X_u / a_i)}{\phi} \right]^\eta \right\}, \quad (4.19)$$

где X_u , ϕ и η – параметры распределения, причем параметр X_u задает максимальное значение длины в совокупности трещин. Значения данных параметров равны [12]: $X_u = 0,24$ мм, $\phi = 1,8012$ и $\eta = 0,9323$.

Следует отметить, что подход, основанный на концепции EIFS, широко используется и при моделировании MSD методом Монте-Карло [12,15].

Таким образом, при реализации концепции EIFS наработка до образования усталостной трещины равно нулю, и процесс усталостного разрушения описывается ростом размеров исходных дефектов, начиная с момента приложения нагрузки. Необходимо указать на определенную искусственность приема обратной экстраполяции кривых роста трещин от миллиметрового размерного уровня (a_0) до микрометрового (a_i). При экстраполяции в этом размерном диапазоне пренебрегаются особенности поведения малых усталостных трещин.

4.4.2 Статистическое распределение наработки до формирования начальной усталостной трещины

Вторая концепция, которую назовем концепцией ТТСІ, исключает рассмотрение исходной дефектности структуры материала, а

также особенностей развития микрометровых и малых трещин. В рамках данной концепции предусматривается регистрация времени (количества полетных циклов или часов налета) до образования трещины с заданным размером a_0 (reference crack size). При этом данный размер трещины является детерминированной величиной и может быть принят в качестве ее начальной длины, а случайной величиной будет время до формирования такой трещины (ТТСИ). Обозначим функцию и плотность распределения этой случайной величины, соответственно, как $F_{ТТСИ}(t)$ и $f_{ТТСИ}(t)$.

Проблемным вопросом концепции ТТСИ является обоснование размера начальной трещины a_0 . Вполне очевидно, что адекватное распределение времени до формирования такой трещины будет связано с ее длиной. Надежность средств неразрушающего контроля зависит от размера инспектируемых дефектов и, естественно, от условий контроля – в лаборатории при проведении экспериментов или в условиях эксплуатации авиационной техники. Более подробно эти аспекты были рассмотрены в п. 1.2.1 настоящей работы. Применительно к отверстиям под заклепку в АК для a_0 используются значения от 0,25 до 1,5 мм [18,20,23,24] (обычно принимают $a_0 = 1,27$ мм (0,05 дюйма) [6,18]).

Согласно экспериментальным данным по разрушению самолетных конструкций случайная величина времени (числа циклов) t до образования трещины начальной длины в отверстиях под заклепки описывается двухпараметрическим (реже трехпараметрическим) распределением Вэйбулла [6,9,10,22,25]:

$$F_{ТТСИ}(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (4.20)$$

где $F_{ТТСИ}(t)$ – функция распределения t ; α – параметр формы; β – параметр масштаба.

Следует отметить, что в ряде случаев для ТТСИ применяется также и логарифмически нормальное распределение [20,21]. В дальнейшем будем использовать распределение (4.20), которое принято в качестве базового при оценке инициирования MSD и разработке эффективных инспекционных программ для парка самолетов различных компаний (Раздел 8 в [6]).

В компании ВСА (Boeing Commercial Airplanes) особое внимание уделяется определению момента инициирования процесса многоочагового / многоэлементного повреждений (MSD/MED). Цель состоит в разработке эффективной и экономически обоснованной инспекционной программы, которая начинает реализовываться при обнаружении первых трещин по всему парку. Для вероятностной оценки момента появления трещин использует двухпараметрическое распределение Вейбулла (4.20) применительно к различным уровням конструкции.

Согласно подходу ВСА, при анализе обширного усталостного повреждения (WFD) выделяется три уровня конструкции:

- критическая деталь с MSD;
- узел, подверженный WFD;
- самолет в целом.

В качестве критической детали, которая является стандартным элементом MSD/MED в узле конструкции, рассматривается одна или несколько смежных заклепок как источники зарождения усталостных трещин. Узел WFD – совокупность критических деталей, например, соединение внахлест. Конструкция самолета состоит из большого количества узлов WFD.

Если известны параметры распределения (4.20) для критической детали (α_1, β_1) , которая входит в определенный узел конструкции, и относительная доля поврежденных деталей в узле составляет r_1 , то характерный ресурс такого узла WFD – β_2 может быть оценен при допущении $t \approx \beta_2$ в (4.20):

$$\beta_2 \approx \beta_1 [-\ln(1 - r_1)]^{\frac{1}{\alpha_1}}.$$

Соответственно определяется характерный ресурс β_3 для самолета, включающего относительную долю r_2 поврежденных узлов WFD с параметрами распределения α_2 и β_2 :

$$\beta_3 \approx \beta_2 [-\ln(1 - r_2)]^{\frac{1}{\alpha_2}}$$

Подход ВСА трактует возникновение MSD/MED как случай очень быстрого появления трещины. Так, для относительной доли r_3 самолетов в парке, которые имеют долю r_2 поврежденных узлов

WFD с долей r_1 критических деталей, обычно принимается $r_1 \approx 0,1$, а r_2 и r_3 приблизительно равны 0,01 [6].

Ресурса парка β_4 с относительной долей r_3 самолетов, имеющих указанные повреждения, появление MSD/MED оценивается на основании распределения (4.20) с параметрами α_3 и β_3 :

$$\begin{aligned} \beta_4 &\approx \beta_3 [-\ln(1-r_3)]^{-\frac{1}{\alpha_3}} \approx \beta_1 [-\ln(1-r_1)]^{-\frac{1}{\alpha_1}} [-\ln(1-r_2)]^{-\frac{1}{\alpha_2}} [-\ln(1-r_3)]^{-\frac{1}{\alpha_3}} \approx \\ &\approx \beta_1 \prod_{i=1}^3 [-\ln(1-r_i)]^{-\frac{1}{\alpha_i}} \approx \beta_1 S_{WFD}, \end{aligned}$$

где S_{WFD} – коэффициент, показывающий, насколько уменьшается ресурс парка самолетов по отношению к ресурсу критической детали конструкции.

Таким образом, ресурсные показатели узлов конструкции, самолета в целом и парка ВС по критерию возникновения MSD/MED базируются на показателях распределения ТТС критической детали (α_1, β_1) – одной или группы заклепок в соединении.

Следует отметить, что в ряде случаев значение параметра масштаба β в распределении (4.20) выбирается в зависимости от величины усталостного ресурса самолета, закладываемого при проектировании для заданного уровня надежности. Например, если проектный ресурс самолета равен 20000 полетов при минимальном уровне надежности 0,95, то значение параметра β берется как удвоенное значение проектного ресурса, т.е. $\beta=40000$ полетов [25].

Параметр формы или разброса α распределения (4.20) оценивается на основании данных контроля трещин в эксплуатации. Результаты такого контроля за двадцать лет показали, что для различных уровней конструкции значения параметра α следует принимать индивидуально. В основном, разброс для критических деталей в пределах узла меньше, чем между узлами в самолете, а разброс между узлами меньше, чем между самолетами в парке. Таким образом, $\alpha_1 > \alpha_2 > \alpha_3$. В табл. 4.4 приведены рекомендуемые значения α для различных уровней конструкции при основных способах приложения эксплуатационных нагрузок [6].

Таблица 4.4.

Рекомендуемые значения параметра формы α для основных уровней конструкции при различных способах приложения эксплуатационных нагрузок

Уровень конструкции	Конструкция, нагружаемая внутренним давлением	Конструкция при внешнем нагружении
Самолет в целом	5	4
Узел WFD	6	5
Критическая деталь	8	6

Отметим, что в расчетах обычно принимают $\alpha = 4$ [9,25], что соответствует наибольшему разбросу времени до образования усталостной трещины.

Суть концепции допустимости повреждений, рассмотренной в п.1.1 настоящей работы, состоит в установлении сроков первого и последующих осмотров конструкции в эксплуатации с целью обнаружения возможного повреждения. Реализация этого положения для конструкций с MSD/MED состоит в разработке эффективных программ по проведению инспекций от начала периода мониторинга – на временном отрезке от появления первой трещины до точки WFD (рис.4.4). Рассмотренный подход к оценке статистических показателей наработки ТТСИ на основе распределения Вейбулла, а также используемая ВСА система «Оценки допустимости повреждения» (Damage Tolerance Rating – DTR) гарантирует своевременное обнаружение повреждения вида MSD/MED по парку самолетов с высокой надежностью [6].

Распределение Вейбулла для ТТСИ используется также при оценке показателей периода мониторинга в методологии LMAS (Lockheed-Martin Aeronautical Systems) [6]. При этом параметры распределения (4.20) устанавливаются на основании лабораторных и стендовых испытаний образцов, деталей и даже узлов конструкций. Для самолета в целом вводятся поправочные коэффициенты, корректирующие результаты испытаний с учетом особенностей эксплуатационного нагружения.

Таким образом, для вероятностной оценки наработки до появления трещины в зоне отверстия под заклепку можно использовать распределение Вейбулла (4.20), в котором параметр масштаба β

задается значением характерного ресурса детали, а параметр формы α – значением требуемого разброса для уровня конструкции и условий ее нагружения (табл. 4.4).

4.5. Статистическое распределение длины усталостных трещин при многоочаговом повреждении

Статистическое рассеивание размеров трещин, которое характеризуется тем или иным законом распределения их длины в фиксированный момент времени, ($F_a(a;t)$) является одной из ключевых характеристик поврежденности заклепочных соединений авиационных конструкций (рис.4.9). Однако следует отметить недостаточное освящение данной проблемы в научно-технической литературе.

Статистическое представление рассеивания размеров дефектов в реальных АК в виде того или иного распределения, как правило, применяется к начальной стадии поврежденности при MSD и направлено на оценку размерной неоднородности EIFS ($f_{EIFS}(a_i;0)$) на рис.4.6) [12,22]. При этом такое распределение экстраполируется в область наработки вплоть до формирования критических трещин [26].

Случайная природа значений длины трещин обусловлена двумя факторами. Во-первых, случайным процессом их роста и, во-вторых, случайным временем образования трещин.

Методология описания случайного роста усталостных трещин в авиационных конструкциях с применением аппарата статистической механики разрушения обстоятельно изложена в обзорных работах [21,22]. Отметим, то данная методология направлена, в основном, на решение задач оценки надежности и долговечности деталей самолетов и двигателей по значению вероятности достижения усталостной трещиной критической длины.

При моделировании MSD заклепочных соединениях методом Монте-Карло случайный рост трещины описывается либо на основании одной из модификаций уравнения Пэриса-Эрдогана [13,14], например [13]:

$$\frac{da}{dt} = C(\Delta K^m - \Delta K_{th}^m), \quad (4.21)$$

или с использованием кинетического уравнения роста трещины вида [9, 10,12,21]

$$\frac{da}{dt} = X(t)Qa^b, \quad (4.22)$$

где C , Q , m и b – константы материала; t – параметр времени (число циклов нагружения или астрономическое время); ΔK – размах коэффициента интенсивности напряжений (КИН) в цикле; ΔK_{th} – пороговое значение размаха КИН; $X(t)$ – положительный случайный процесс с математическим ожиданием, равным единице. При фиксированном t величина $\lg X(t)$ распределена по нормальному закону.

В работе [13] принимается, что коэффициент m в уравнении (4.21) является детерминированной величиной, а параметр C – случайной, распределенной по логнормальному закону.

При том, что случайный характер роста трещин не вызывает сомнений, многочисленные экспериментальные данные по кинетике усталостного разрушения для алюминиевых сплавов АК свидетельствуют о достаточно умеренном разбросе значений скорости роста трещин как при использовании уравнения Пэриса [27], так и уравнения (4.22) [9]. Например, для алюминиевого сплава 2024 Т3 коэффициент вариации значений параметра C в уравнении (4.21) равен 0,1 [28], что в три раза меньше вариации ГТСИ (0,28), соответствующей распределению Вэйбулла (4.20) для алюминиевых сплавов (при $\alpha=4$).

Таким образом, можно принять, что определяющим фактором формирования размерной неоднородности трещин (разброс значений их длины) при MSD является рассеивание времени образования дефектов, а скорость роста для всех трещин – детерминированная величина, равная среднему значению для конкретного материала и заданных условий нагружения. Основываясь на данном положении, рассмотрим подход к описанию формирования размерной неоднородности трещин при MSD, основанный на следующей полудетерминистической модели [29].

Рассмотрим участок соединения внахлест обшивки фюзеляжа самолета рядом из 50 заклепок (рис. 4.11, а). Влиянием самих заклепок на образование и распространение трещин пренебрегаем, а процесс повреждаемости отождествляем с образованием и распро-

странением трещин из отверстий радиусом $r = 2$ мм, которые являются концентраторами напряжения (рис. 4.11, б). Расстояние между центрами соседних отверстий равно 20 мм. Данные о конструктивных особенностях соединения, а также численные значения параметров MSD, взяты из работы [25].

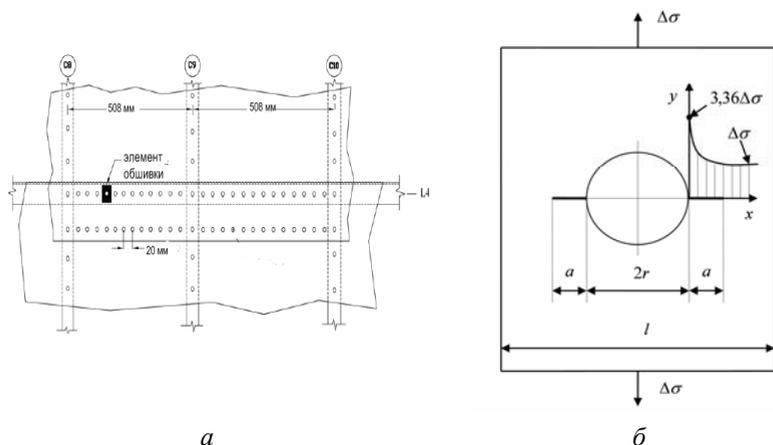


Рис.4.11. Заклепочное соединение обшивки фюзеляжа вдоль стрингера L4 и между шпангоутами C8-C10 самолета Dassault Falcon 900 (а) и схема нагружения элемента обшивки у отверстия (б). $r = 2$ мм; $L = 20$ мм [25]

Вполне очевидно, что в отверстиях трещины образуются в случайные моменты времени. Размер начальной трещины a_0 зависит от надежности ее регистрации и, в общем случае, является случайной величиной с определенным законом распределения [10]. Принимаем, что параметр a_0 является детерминированной величиной, и для рассматриваемой конструктивной схемы $a_0 = 1,27$ мм [25].

Распределение наработки t (время эксплуатации или число полетных циклов) до зарождения усталостной трещины начальной длины a_0 соответствует распределению Вейбулла (4.20). Применительно к инициированию усталостной трещины в конструкциях из алюминиевых сплавов самолета Dassault Falcon 900 (проектный ресурс которого равен 20000 полетам с учетом минимального уровня надежности 0,95), значение параметра масштаба β распре-

деления (4.20) выбирается как удвоенное значение проектного ресурса, т.е. $\beta=40000$ полетам, а $\alpha=4$ [25].

Рассмотрим модель формирования распределения длины трещин для двух типов аналитического представления кинетики роста трещины – согласно уравнениям (4.21) и (4.22).

Пусть скорость усталостной трещины является детерминированной и описывается уравнением Пэриса-Эрдогана в виде [25]

$$\frac{da}{dt} = C(\Delta K)^m. \quad (4.23)$$

Для размаха КИН принимаем выражение

$$\Delta K = \Delta\sigma Y(a)\sqrt{\pi a}, \quad (4.24)$$

где $\Delta\sigma$ – размах номинальных напряжений в цикле; $Y(a)$ – геометрическая функция коррекции.

Значения коэффициентов в формулах (4.23) и (4.24) приведены в работе [25]. Данные значения, после их пересчета для представления параметров $\Delta\sigma$ в МПа и a – в метрах, соответствуют: $C=1,4227\cdot 10^{-11}$; $m=3,59$. Материал обшивки – алюминиевый сплав 2024-T3 CLAD, предел текучести $\sigma_y=300$ МПа.

Величина размаха номинальных напряжений для рассматриваемой конструкции определяется переменными нагрузками на фюзеляж от перепада давления в полетном цикле (земля – крейсерская высота – земля), а также аэродинамическими воздействиями и нагрузками при посадке. В работе [25] сложноподвижное состояние элемента обшивки у отверстия представлено в виде одноосного (рис. 4.11,б), для которого, с учетом поправок на комплексное воздействие эксплуатационного нагружения, принято $\Delta\sigma=138$ МПа.

Для пластины с отверстием радиусом r , из которого исходит трещина длиной a (рис. 4.11, б) параметр $Y(a)$ определяется как [25]

$$Y(a) = 1 + 2,36 \exp\left[-2,08\left(\frac{a}{r}\right)\right]. \quad (4.25)$$

Зависимость (4.25) описывает влияние на КИН в вершине трещины поля повышенного напряжения из-за эффекта концентрации. Из (4.25) следует, что влияние зоны концентрации напряжений ($Y(a) \rightarrow 1$) заканчивается при $a/r \cong 2$ (рис.4.12). Для рассматриваемой конструкции это соответствует длине трещины $a=4$ мм.

Таким образом, рост трещины от начального размера $a_0=1,27\text{мм}$ ($Y(a_0)=1,63$) до $a=4\text{ мм}$ осуществляется в поле повышенных напряжений. Следует отметить, что повышение напряжений для трещины с $a > 4\text{ мм}$ может быть обусловлено и перераспределением нагрузки за счет уменьшения несущей площади сечения вдоль заклепочного соединения из-за наличия в нем определенного количества трещин. Поэтому для трещин любой длины принимаем постоянное, усредненное значение геометрического фактора: $Y = 1,3$.

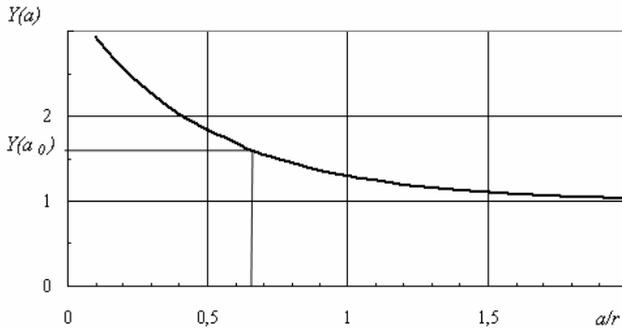


Рис. 4.12. Зависимость геометрической функции коррекции от отношения длины трещины к радиусу отверстия

Интегрируя уравнение (4.23) с учетом соотношения (4.25), получим функциональную зависимость длины трещины от времени (для конструкционных алюминиевых сплавов $m > 2$)

$$a(t) = \left[a_0^{-\frac{m-2}{2}} - \frac{2C}{m-2} \left(\sqrt{\pi} Y \Delta \sigma \right)^m (t - t_0) \right]^{-\frac{2}{m-2}}, \quad (4.26)$$

где t_0 – время до образования трещины с начальной длиной a_0 .

Искомая функция распределения длины трещин $F(a;t)$ соответствует вероятности события, когда любая трещина, образовавшаяся в случайный момент времени t_0 ($t_0 \neq 0$), при фиксированном $t > t_0$ будет иметь длину, меньшую произвольно выбранного значения a . В соответствии с принятыми условиями такое событие будет выполняться для всех трещин, образующихся после момента

времени $t_0: \hat{t}_0 > t_0$, где знак \wedge обозначает случайную величину (рис.4.13). Следовательно, вероятность искомого события определится на основании распределения времени до образования трещины, задаваемого функцией (4.20):

$$F(a;t) = P\{\hat{a} < a;t\} = P\{\hat{t}_0 > t_0\} = 1 - F_{ТТЦИ}(t_0), \quad (4.27)$$

где $P\{\cdot\}$ – оператор вероятности события.

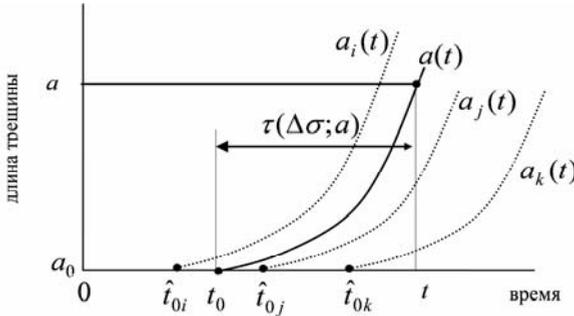


Рис. 4.13. К формированию размерной неоднородности усталостных трещин (схема).

$a_i(t)$, $a_j(t)$ и $a_k(t)$ – зависимости от времени длины трещин, образовавшихся в случайные моменты времени, соответственно \hat{t}_{0i} ($\hat{t}_{0i} < t_0$), \hat{t}_{0j} и \hat{t}_{0k} ($\hat{t}_{0i}, \hat{t}_{0k} > t_0$); $\tau(\Delta\sigma; a)$ – время роста трещины от начального размера a_0 до длины a при действующем размахе напряжений в цикле $\Delta\sigma$

Введем параметр $\tau(\Delta\sigma; a)$, соответствующий времени роста трещины от начального размера a_0 до длины a при действующем размахе напряжений в цикле $\Delta\sigma$:

$$\tau(\Delta\sigma; a) = t - t_0. \quad (4.28)$$

Из выражения (4.26) получаем

$$\tau(\Delta\sigma; a) = \frac{(m-2)a_0^{\frac{m-2}{2}}}{2C(\Delta\sigma Y \sqrt{\pi})^m} \left[1 - \left(\frac{a_0}{a} \right)^{\frac{m-2}{2}} \right]. \quad (4.29)$$

Тогда, на основании соотношения (4.27), с учетом (4.28) и распределения (4.20), получим формулу для искомой функции распре-

деления длины трещины в фиксированный момент времени t ($t > \tau(\Delta\sigma; a)$):

$$F(a; t) = \exp\left\{-\left[\frac{t - \tau(\Delta\sigma; a)}{\beta}\right]^\alpha\right\}. \quad (4.30)$$

Дифференцируя выражение (4.30) по a , находим плотность распределения длины трещин в фиксированный момент времени t :

$$f(a; t) = \frac{\alpha(m-2)^2 [t - \tau(\Delta\sigma; a)]^{\alpha-1}}{4\beta^\alpha C(\Delta\sigma Y \sqrt{\pi a})^m} \exp\left\{-\left[\frac{t - \tau(\Delta\sigma; a)}{\beta}\right]^\alpha\right\}. \quad (4.31)$$

Требование $t > \tau(\Delta\sigma; a)$ означает, что в соответствии с (4.28) необходимо выполнение условия $t_0 \neq 0$. Действительно, согласно принятой модели, если $t_0 = 0$, то для всех вновь образующихся трещин ($\hat{t}_0 > t_0$) при любом t всегда выполняется неравенство $\hat{a} < a$ и, следовательно, $F(a; t) = P\{\hat{a} < a; t\} = 1$. Поэтому для оценки распределения длины трещин в момент времени t необходимо располагать значениями параметра $\tau(\Delta\sigma; a)$.

Преобразуем выражение (4.29) с учетом формулы (4.24) к виду

$$\tau(\Delta\sigma; a) = \frac{(m-2)a_0}{2C(\Delta K_0)^m} \left[1 - \left(\frac{\Delta K_0}{\Delta K}\right)^{m-2}\right]. \quad (4.32)$$

где ΔK_0 – КИН, соответствующий длине начальной трещины:

$$\Delta K_0 = \Delta\sigma Y \sqrt{\pi a_0}.$$

Для рассматриваемого соединения (рис.4.11) и принятых значений параметров: $a_0 = 1,27 \cdot 10^{-3}$ м; $Y = 1,3$ и $\Delta\sigma = 138$ МПа имеем $\Delta K_0 = 11,33$ МПа·м^{1/2}.

Максимальное значение размаха КИН ΔK в формуле (4.32) определяется длиной трещины $a_* = 0,016$ м, равной расстоянию между краями двух соседних отверстий. Это значение размаха КИН составляет 40,22 МПа·м^{1/2}. Таким образом, диапазон изменения параметра $\tau(\Delta\sigma; a)$, в соответствии с формулой (4.32) и с учетом заданных параметров ($C = 1,4227 \cdot 10^{-11}$; $m = 3,59$), ограничивается 10^4 полетными циклами.

Рассмотренная выше модель формирования распределения длины трещин может быть распространена и на случай, когда кинетическое уравнение их роста описывается формулой (4.22). Следует отметить, что такой тип представления скорости роста усталостных трещин, как правило, используется для малоразмерных дефектов при описании распределения EIFS методом обратной экстраполяции [9,10] (см. п.4.4).

В работе [10] приведены данные испытаний на усталость для двух типов плоских образцов из алюминиевого сплава 7475-T7351, один из которых – сплошной с центральным отверстием посередине (образец типа 1), а другой составной, имитирующий соединение внахлест и имел два отверстия (образец типа 2). Нагружение образцов – блочное циклическое, в котором каждый блок соответствовал эксплуатационному блоку нагруженности истребителя F-16 продолжительностью 400 часов. На основании фрактографических исследований процесса роста трещин в образцах первого типа (исследовалось 33 образца) в диапазоне длины трещин от 10^{-3} до 0,32 дюйма (0,025...8 мм) получены значения коэффициентов уравнения (4.22): $Q = 2,381 \cdot 10^{-4}$ и $b = 0,9703$ (для длины трещин в дюймах). Для образцов второго типа (37 образцов) в диапазоне длины от $3,3 \cdot 10^{-3}$ до 0,5" (0,008...12,7 мм): $Q = 3,09 \cdot 10^{-4}$ и $b = 0,962$.

Кинетика роста усталостной трещины в реальной конструкции – от отверстия в заклепочном соединении обшивки со стрингером S-8 нижней части крыла самолета B-707 – также хорошо описывается уравнением (4.22) [12]. Однако в данном случае значение коэффициента b больше единицы: в диапазоне длины трещин от 10^{-3} до 0,25 дюйма (0,025...6,4 мм) значения коэффициентов уравнения (4.22) следующие: $Q = 8,2745 \cdot 10^{-4}$ и $b = 1,6025$ (для длины трещины в дюймах), что согласуется с показателем степени m в уравнении Пэриса (4.23).

Таким образом, использование уравнения (4.22) для описания роста усталостной трещины в реальных АК приводит к неодинаковым результатам – в одном случае значение показателя степени b меньше 1, а в другом – больше 1. Рассмотрим, как это согласуется с положениями механики усталостного разрушения.

Из выражений (4.22) и (4.23) с учетом (4.24) следует очевидное соотношение: $b = m/2$. Для конструкционных алюминиевых сплавов, как правило, $m > 2$ [30], поэтому должно быть $b > 1$. Однако следует отметить, что уравнение Пэриса (4.23) описывает скорость роста трещин в довольно широком диапазоне их размеров. В заклепочном соединении разрушение перемычки между соседними отверстиями осуществляется при ограниченной длине трещины, равной (или даже меньшей с учетом зоны пластической деформации перед кончиком) размеру перемычки (порядка 15 мм). Так как при MSD критическая длина трещины ограничена значением размера перемычки, можно сосредоточиться на рассмотрении начального этапа ее роста (рис.4.14), который обычно удовлетворительно аппроксимируется степенной функцией вида

$$a = Bt^n, \quad (4.33)$$

где B и n – постоянные.

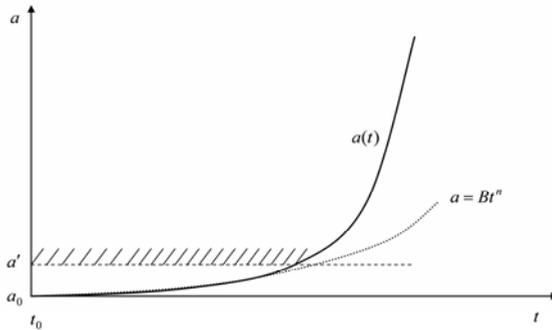


Рис. 4.14. К обоснованию возможности аппроксимации начальной стадии роста усталостной трещины ($a' > a > a_0$) степенной функцией (4.33). $a(t)$ – изменение длины трещины с наработкой согласно решению уравнения Пэриса

Дифференцируя (4.33) по t , получим

$$\frac{da}{dt} = nBt^{n-1} = \frac{na}{t}. \quad (4.34)$$

Подставив в (4.34) параметр t , определенный из формулы (4.33), приходим к выражению

$$\frac{da}{dt} = nB^n a^{\frac{1}{n} - \frac{n-1}{n}}.$$

Из полученного результата следует, что если изменение длины трещины от времени (числа циклов) описывается степенной функцией вида (4.33), зависимость скорости трещины от ее текущей длины может быть выражена функцией (4.22), в которой $Q = nB^{1/n}$ и $b = (n-1)/n$. Следовательно, показатель степени b будет меньше единицы.

Для определения распределения длины трещин с использованием кинетического уравнения (4.22) воспользуемся полудетерминистической моделью, аналогичной выше изложенной для уравнения (4.23). Предполагаем, что трещины размером a_0 образуются в случайные моменты времени \hat{t}_0 , а скорость их роста – детерминированная величина ($X(t)=1$).

Интегрируя уравнение (4.22), получим функциональную зависимость длины трещины от времени

$$a(t) = a_0 \left[1 + (1-b)a_0^{b-1} Q(t-t_0) \right]^{\frac{1}{1-b}} \quad (4.35)$$

Из (4.35) определяем времени роста трещины от начального размера a_0 до текущей длины a :

$$\tau(\Delta\sigma; a) = \frac{a_0^{1-b}}{(1-b)Q} \left[\left(\frac{a}{a_0} \right)^{1-b} - 1 \right]. \quad (4.36)$$

Согласно используемому подходу (рис.4.13) и его математической формулировке (4.27), на основании отношений (4.28) и (4.36) получим выражение для функции распределения длины трещины в фиксированный момент времени t :

$$\begin{aligned} F(a; t) &= \exp \left\{ - \left[\frac{t - \tau(\Delta\sigma; a)}{\beta} \right]^\alpha \right\} = \\ &= \exp \left\{ - \frac{1}{\beta^\alpha} \left[t - \frac{(a/a_0)^{1-b} - 1}{(1-b)a_0^{b-1} Q} \right]^\alpha \right\} \end{aligned} \quad (4.37)$$

Дифференцируя выражение (4.37) по a , определяем плотность распределения длины трещин в фиксированный момент времени t :

$$f_a(a;t) = \frac{\alpha}{\beta^\alpha Q a^b} \left[t - \frac{(a/a_0)^{1-b} - 1}{(1-b)a_0^{b-1}Q} \right]^{\alpha-1} \times \exp \left\{ -\frac{1}{\beta^\alpha} \left[t - \frac{(a/a_0)^{1-b} - 1}{(1-b)a_0^{b-1}Q} \right]^\alpha \right\} \quad (4.38)$$

Проведем анализ полученных результатов на примере заклепочного соединения, изображенного на рис. 4.11. Сравним распределения длины трещин, рассчитанные по формулам (4.31) и (4.38) с учетом значений параметров, которые сведены в табл. 4.5.

Зависимости длины трещины от числа полетных циклов, приведенные к параметру $\tau = t - t_0$, для рассматриваемых вариантов усталостного разрушения заклепочного соединения, как и следовало ожидать, заметно отличаются (рис.4.15).

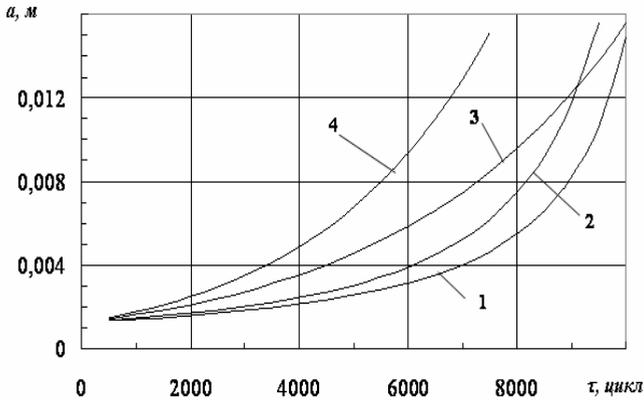


Рис. 4.15. Изменение длины трещины от числа полетных циклов для рассматриваемых вариантов усталостного разрушения (табл.4.5).

Кривая 1 – расчет по формуле (4.26); кривые 2,3,4 – расчет по формуле (4.35): для Q_3 и b_3 (кривая 2);

Q_1 и b_1 (кривая 3); для Q_2 и b_2 (кривая 4)

Таблица 4.5

**Значения параметров для расчета плотности распределения
длины трещин**

Параметр	Численное значение параметра	Литературный источник	Примечание
a_0 , м	$1,27 \cdot 10^{-3}$	[25]	
a_* , м	$1,6 \cdot 10^{-2}$	[25]	
α	4	[25]	
β , полетых циклов	40 000	[25]	
алюминиевый сплав 2024-T3 CLAD			
Y	1,3		
$\Delta\sigma$, МПа	138	[25]	
C	$1,4227 \cdot 10^{-11}$	[25]	
m	3,59	[25]	
ΔK_0 , МПа·м ^{1/2}	11,33		
ΔK_* , МПа·м ^{1/2}	40,22		
$\tau(\Delta\sigma; a_*)$, п. ц.	10 097		формула (4.31)
алюминиевый сплав 7475-T7351			
Q_1	$2,135 \cdot 10^{-4}$	[10]	сплошной образец
b_1	0,9703	[10]	сплошной образец
Q_2	$2,6875 \cdot 10^{-4}$	[10]	составной образец
b_2	0,962	[10]	составной образец
$\tau_1(\Delta\sigma; a_*)$, п. ц.	10 110		формула (4.35)
$\tau_2(\Delta\sigma; a_*)$, п. ц.	7 682		формула (4.35)
алюминиевый сплав 2024-T3 CLAD			
Q_3	$7,5655 \cdot 10^{-3}$	[12]	сплошной образец
b_3	1,6025	[12]	сплошной образец
$\tau(\Delta\sigma; a_*)$	9 545		формула (4.35)

В то же время наработка $\tau(\Delta\sigma; a_*)$ до достижения трещиной предельной длины $a_* = 16$ мм для рассматриваемых вариантов разрушения, имеет достаточно близкие значения и составляет, приблизительно, 10^4 полетных циклов (рис.4.15, табл. 4.5). Наиболее интенсивное распространение трещины присуще варианту Q_2 и b_2 , для которого $\tau(\Delta\sigma; a_*) = 7\ 682$ полетных циклов (табл. 4.5).

Расчет плотности распределения длины трещин выполнялся для трех значений наработки – принятого значения проектного ресурса $t = 20000$ полетных циклов, промежуточного значения наработки $t = 30000$ полетных циклов и удвоенного значения проектного ресурса $t = \beta = 40000$ полетных циклов, что соответствует средней наработке парка ВС в США (рис. 4.3).

Графики плотности распределения длины трещин, рассчитанные по формуле (4.31) для кинетического уравнения (4.23) и по формуле (4.38) с учетом уравнения (4.22) для разных значений Q и b (табл. 4.5), представлены на рис. 4.16.

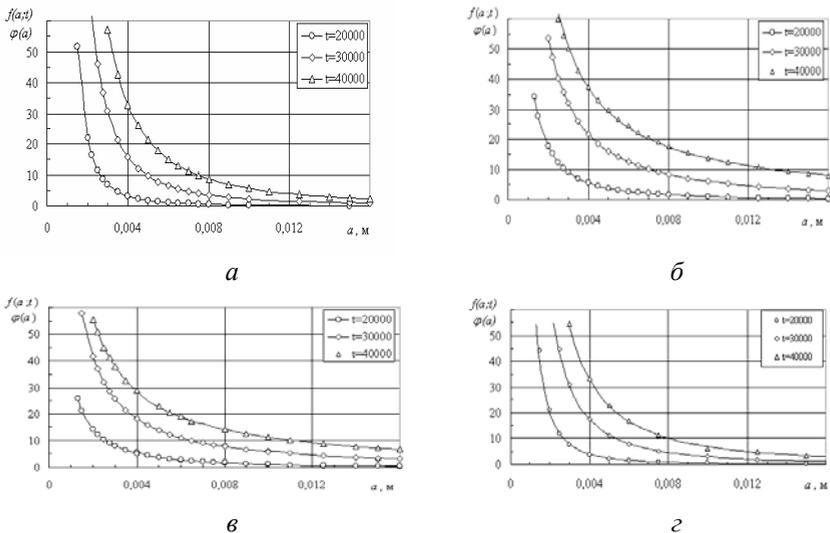


Рис.4.16 Графики плотности распределения длины трещин при заданном числе полетных циклов t . Точки – результаты расчетов по формулам (4.31) (а) и (4.38): для Q_1 и b_1 (б); для Q_2 и b_2 (в) и для Q_3 и b_3 (г).

Лини – аппроксимация функцией (4.39)

На рис. 4.17 данные графики приведены в двойных логарифмических координатах и показано, что полученные зависимости хорошо аппроксимируются прямыми линиями.

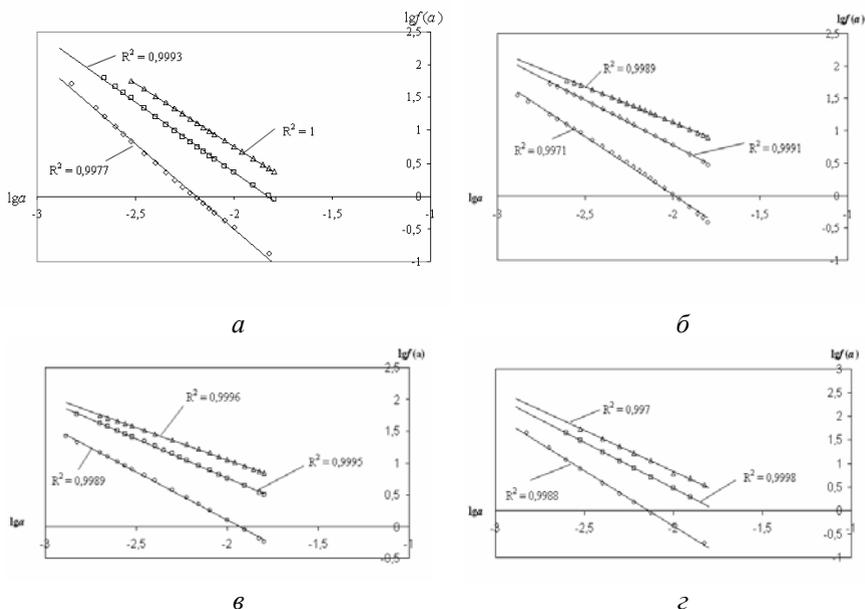


Рис.4.17 Графики плотности распределения длины трещин, представленных на рис. 4.16, построенные в двойных логарифмических координатах (обозначения *a*, *б*, *в*, *г* соответствуют рис. 4.16)

Следовательно, для всех рассмотренных случаев поврежденности плотность распределения на интервале значений длины трещин $a \in [a_0, a_*$] с достаточно удовлетворительной сходимостью может быть аппроксимирована функцией гиперболического типа

$$\varphi(a) = \frac{A}{a^\gamma}, \quad (4.39)$$

где A и γ – постоянные, значения которых получены при аппроксимации расчетных данных и приведены в табл. 4.6.

На рис. 4.18 приведены графики плотности распределения длины трещин, полученные совмещением расчетных данных, представленных на 4.16 *a* и 4.16 *г*.

Значения коэффициентов в формуле (4.39) для аппроксимации графиков плотности распределения длины трещин.

Количество полетов t	A	γ	Аппроксимация зависимости
20000	$2,0644 \cdot 10^{-6}$	2,5928	(4.31)
30000	$1,234 \cdot 10^{-4}$	2,1348	(4.31)
40000	$8,9125 \cdot 10^{-4}$	1,904	(4.31)
20000	$2,7823 \cdot 10^{-4}$	1,7859	(4.38) для Q_1 и b_1
30000	$1,0275 \cdot 10^{-2}$	1,3843	(4.38) для Q_1 и b_1
40000	$9,0095 \cdot 10^{-2}$	1,0906	(4.38) для Q_1 и b_1
20000	$1,155 \cdot 10^{-3}$	1,5181	(4.38) для Q_2 и b_2
30000	$1,9588 \cdot 10^{-2}$	1,2354	(4.38) для Q_2 и b_2
40000	0,1092	1,0064	(4.38) для Q_2 и b_2
20000	$1,21 \cdot 10^{-5}$	2,3042	(4.38) для Q_3 и b_3
30000	$4,26 \cdot 10^{-4}$	1,9226	(4.38) для Q_3 и b_3
40000	$2,7255 \cdot 10^{-3}$	1,7023	(4.38) для Q_3 и b_3

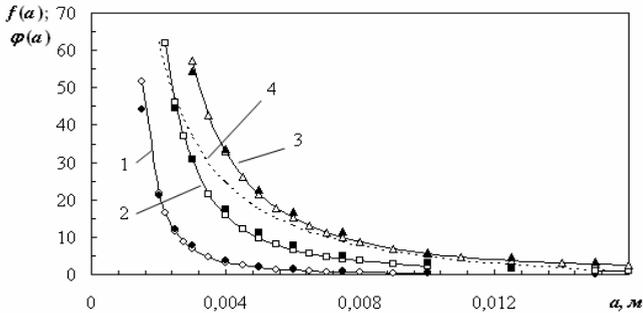


Рис. 4.18. Графики плотности распределения длины трещин при заданном числе полетных циклов t : 20000 п.ц. (1); 30000 п.ц. (2); 40000 п.ц. (3). Светлые точки – расчет по формуле (4.31); темные точки – расчет по формуле (4.38) для Q_3 и b_3 .

Лини – аппроксимация функцией (4.39).

Линия 4 – расчет по формуле (4.42)

Из полученных результатов необходимо отметить достаточно удовлетворительное совпадение расчетных распределений длины трещин, полученных на основании данных, взятых из разных источников и соответствующих разным вариантам описания кинетики роста трещин. Соплосуются значения плотности распределения, полученные по формулам (4.31) и (4.38) для Q_3 и b_3 (рис. 4.18).

Представленные на рис. 4.18 расчетные точки хорошо аппроксимируются функцией (4.39), коэффициенты которой приведены в табл. 4.7.

Таблица.4.7

Значения коэффициентов функцией (4.38) при аппроксимации графиков плотности распределения длины трещин, представленных на рис.4.17.

Количество полетных циклов t	A	γ	Коэффициент корреляции R^2
20000	$3,7591 \cdot 10^{-6}$	2,4942	0,9921
30000	$1,61957 \cdot 10^{-4}$	2,09	0,9949
40000	$1,1937 \cdot 10^{-3}$	1,8515	0,9942

Подчеркнем, что функция (4.39) не является плотностью распределения случайной величины a . Она только аппроксимирует плотность распределения для заданных значений параметров β и t в ограниченном диапазоне значений длины трещин.

Из полученных данных следует, что значения коэффициентов A и γ изменяются с изменением наработки t (табл.4.7). Для коэффициента A в интервале значений $t \in [20000, 40000]$ присуща степенная зависимость

$$A = Gt^g, \tag{4.40}$$

а изменение показателя степени γ в том же интервале наработки t описывается логарифмической функцией

$$\gamma = c - d \lg t. \tag{4.41}$$

Значения коэффициентов, входящих в формулы (4.40) и (4.41), а также коэффициенты корреляции при аппроксимации соответствующих зависимостей приведены в табл.4.8.

Значения коэффициентов функций (4.40) и (4.41)

Обозначение коэффициента	Значение коэффициента	Коэффициент корреляции R^2
G	$3,9 \cdot 10^{-42}$	0,994
g	8,3762	
c	11,714	0,9975
d	2,1455	

Рассмотрим, как согласуются полученные распределения с эмпирическими данными о размерной неоднородности трещин в авиационных конструкциях. В работе [12] приведены статистические данные по длинам трещин, обнаруженным при контроле оптическими средствами заклепочного соединения в нижней части обшивки крыла самолета Boeing 707-100 (2631 отверстий). Установлено, что распределение длины выявленных трещин может быть описано функцией (4.40), параметры которой равны: $X_u=0,0172$ м, $\phi =5,589$ и $\eta = 1,8376$.

Плотность распределения (4.40) определяется зависимостью

$$f_a(a) = \frac{\eta}{\phi^\eta a} \left(\ln \frac{X_u}{a} \right)^{\eta-1} \exp \left\{ - \left[\frac{\ln(X_u/a)}{\phi} \right]^\eta \right\}, \quad (4.42)$$

график которой показан на рис. 4.18 штриховой линией.

В работе [12] не указана наработка самолета на момент контроля, однако согласование распределения длины трещин в реальной конструкции с расчетными распределениями можно признать как вполне удовлетворительное.

Наиболее существенное отклонение расчетных результатов от эмпирической кривой наблюдается в области малых размеров дефектов (рис. 4.18). Однако при значениях длины трещин $a > 0,006$ м согласование эмпирических данных и расчетных результатов (для $t=40000$ полетных циклов) можно признать вполне удовлетворительным. При этом расчет по формуле (4.39) дает несколько завышенные значения плотности распределения в сравнении с эмпирическим распределением, что идет в запас прочности (увеличивается вероятность наличия больших трещин).

Следует отметить, что распределения длины трещин (рис. 4.18) соответствует гиперболическому типу распределения размера для рассеянных дефектов, полученного на основании предпосылок о случайной скорости их линейного роста [31,32]. Кроме этого функция (4.39) соответствует степенному распределению длины трещин, приведенному в работе [33], где показатель степени γ определяется через показатель b обобщенной функции Гуттенберга-Рихтера и по своему значению близок к 2 (см. табл. 4.7).

Вполне очевидно, что полудетерминистическая модель, на основании которой получены формулы для расчета плотности и функции распределения длины трещин, не является обобщающей для явления многоочагового усталостного разрушения самолетных конструкций. Однако даже при сделанных допущениях о неслучайном росте трещин, без учета влияния случайного спектра эксплуатационного нагружения и влияния на процесс разрушения заклепок, результаты расчета распределения длины трещин, основанные на данных об усталостном разрушении лабораторных образцов, согласуются с эмпирическим распределением размера реальных дефектов. Следует ожидать, что дальнейшее усовершенствование предлагаемой модели приведет к адекватному решению важной задачи – оценки размерной неоднородности трещин при многоочаговой поврежденности заклепочных соединений.

4.6. Вероятностная модель объединения трещин при многоочаговом повреждении

Объединение трещин является определяющим фактором многоочагового повреждения заклепочных соединений самолетных конструкций. Множественные трещины, длины которых не превышают размера перемычки между краями отверстий (MSD-трещины), не оказывают существенного влияния на остаточную прочность конструкции. Потеря работоспособности заклепочных соединений и прогрессирующее разрушение конструкций при WFD обусловлены внезапным объединением соседних трещин и формированием за ведущей трещины (lead crack) (рис. 4.19), которая быстро растет по механизму поглощения MSD трещин или разрушения перемычек между отверстиями [2,34].

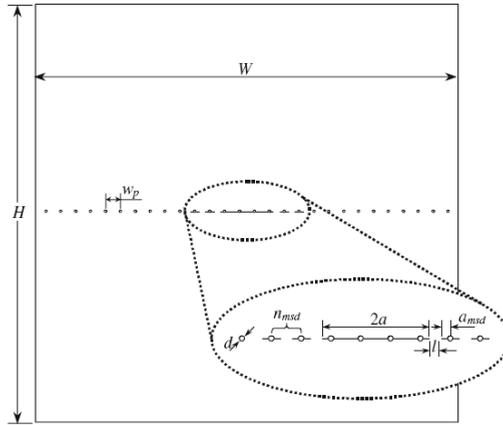


Рис. 4.19. Схема разрушения плоской панели с отверстиями при MSD. W и H – ширина и высота панели, соответственно; n_{msd} и a_{msd} – количество и длина MSD-трещин, соответственно; d – диаметр отверстия по заклепку; w_p – расстояние между отверстиями; $2a$ – длина ведущей трещины; l – расстояние между кончиками встречных соседних трещин (ligament) [35]

Теоретический анализ и экспериментальные исследования MSD в АК на стадии объединения повреждений обычно сводится к решению двух задач [36].

Одна из задач заключается в определении размеров MSD-трещин, объединение которых с ведущей трещиной приведет к уменьшению остаточной прочности конструкции ниже допустимого уровня.

Экспериментальные исследования, проведенные на плоских панелях, показали, что трещины с размерами порядка 1,27 мм, расположенные перед ведущей трещиной длиной 356 мм могут уменьшить остаточную прочность более чем на 30 % [36]. Даже более мелкие дефекты (0,81 мм), образованные у краев отверстий под заклепки в фюзеляже самолета, при объединении с ведущей трещиной приводят к уменьшению остаточной прочности ниже допустимого уровня [37]. Более того, недопустимое снижение остаточной прочности может осуществляться даже при объединении ведущей трещины с отверстиями под заклепки без наличия MSD-трещин [38].

Другая задача состоит в разработке методов прогнозирования наработки до объединения трещин в заклепочных соединениях. При этом начало объединения трактуется как порог MSD (точка WFD), а массовое объединение трещин – как начало WFD [36].

Решение первой задачи базируется на предположении, что ведущая трещина будет объединяться с коллинеарными MSD-трещинами при условии равенства среднего напряжения в области между кончиками трещин (рис. 4. 20, *а*) или между кончиком ведущей трещины и краем отверстия (рис. 4.20, *б*) пределу текучести материала. Эта модель получила название «текучесть перемычки» (ligament yield) или модель «соприкосновение пластических зон» (plastic zone touch) [35].

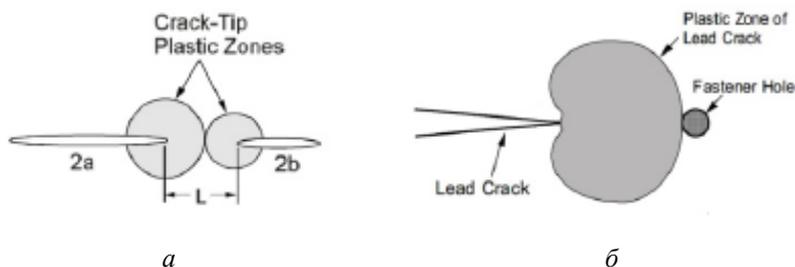


Рис. 4.20. Схемы объединения двух коллинеарных трещин (*а*) и ведущей трещины с отверстием под заклепку (*б*) при соприкосновении зон пластической деформации у кончиков [39]

Полномасштабные испытания плоских и криволинейных панелей с рядами отверстий и заклепочными соединениями внахлест подтвердили эту гипотезу [34,36,40]. На рис. 4.21 иллюстрируется взаимодействие двух встречных трещин, распространяющихся из соседних отверстий, при сближении их кончиков.

Следует отметить, что модель объединения трещин при соприкосновении зон пластической деформации (ЗПД) у кончиков широко используется при численном моделировании MSD [13,42], 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 малые трещины, растущие навстречу друг другу, взаимодействуют своими вершинами через ЗПД.

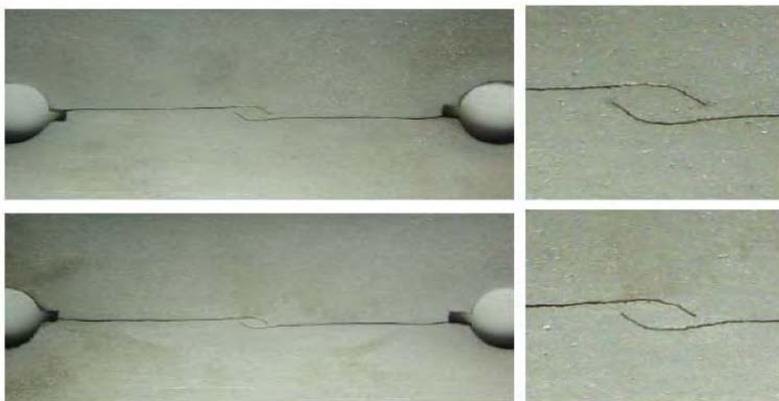


Рис. 4.21. Объединение MSD-трещин при усталости на поверхности металлического слоя многослойного материала GLARE 3-3/2 [41]

При сближении траектории распространения трещин отклоняются от первоначальных направлений, а разрушение перемычки между кончиками осуществляется за счет пластического течения в направлении действия максимальных касательных напряжений [43-46]. На этом явления основаны аналитические подходы при статистическом описании множественного разрушения с учетом объединения рассеянных поверхностных трещин [47,48].

Рассмотрим вероятностную модель объединения двух коллинеарных трещин, растущих навстречу друг другу их соседних отверстий в элементе обшивки с заклепочным соединением (состояние 3 на рис.4.8, б). Более подробная схема разрушения такого элемента с учетом ЗПД перед кончиками трещин показана на рис. 4.22.

Размер зоны локальной пластической деформации s у кончика трещины длиной a ($s \ll a$) при плосконапряженном состоянии плоской тонкой пластины определяется по формуле [49]

$$s = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{\sigma_Y} \right)^2 = \left(\frac{\sigma}{\sigma_Y} \right)^2 a, \quad (4.43)$$

где K – КИН для трещины нормального отрыва (для бесконечной пластины с центральной трещиной $K = \sigma\sqrt{\pi a}$); σ – действующее перпендикулярно к трещине растягивающее напряжение; σ_Y – предел текучести материала.

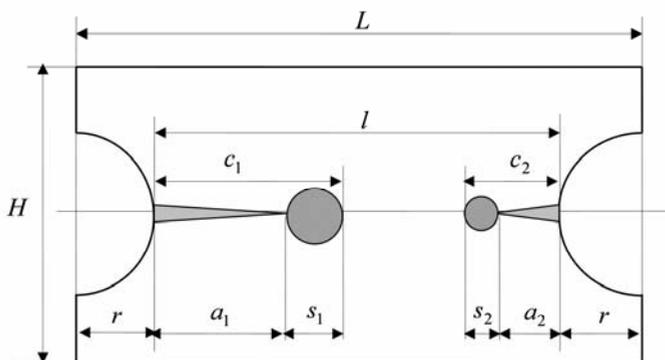


Рис. 4.22. Схема разрушения элемента обшивки между соседними отверстиями под заклепки.

L – расстоянию между заклепками; l – длина перемычки;
 r – радиус отверстия под заклепку; H – расстоянием между соседними рядами заклепок; a_i – длина i -ой трещины;

s_i – размер зоны пластической деформации у кончика i -ой трещины

Отметим, что для трещин при MSD часто используется модель ЗПД Ирвина с учетом эффективной длины трещины [2,13,39,40,50], согласно которой величина s принимается в два раза меньшей, чем в соответствии с (4.43) [51,52].

При развитой ЗПД (условие линейной механики $s \ll a$ не выполняется), для оценки параметра s можно использовать соотношение Дагдейла [49,51]

$$s = \left[\sec\left(\frac{\pi\sigma}{2\sigma_Y}\right) - 1 \right] a, \quad (4.44)$$

которое при $\sigma/\sigma_Y \ll 1$ принимает вид

$$s = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K}{\sigma_Y} \right)^2. \quad (4.45)$$

Выражение (4.44) использовалось при моделировании объединения рассеянных малых трещин [47,48], а оценка (4.45) применялась для прогнозирования объединения усталостных трещин при MSD [35]. Отметим, что с учетом приближения $\pi/8 \approx 1/\pi$ формула (4.45) сводится к выражению (4.43).

При любом подходе из формул (4.43) и (4.45) следует

$$s = \psi_{\sigma} a, \quad (4.46)$$

где ψ_{σ} – параметр нагруженности, зависящий от отношения σ/σ_Y .

Например, для (4.43) $\psi_{\sigma} = (\sigma/\sigma_Y)^2$, а для (4.44)

$$\psi_{\sigma} = [\sec(\pi\sigma/2\sigma_Y) - 1].$$

Используя соотношение (4.46), введем обозначение для «эффективной» длины трещины с учетом размера ЗПД (рис.4.21)

$$c = a + s = a(1 + \psi_{\sigma}), \quad (4.47)$$

Полагаем, что длина трещин a является случайной величиной и в фиксированный момент времени t описывается распределением с плотностью вероятностей $f_a(a;t)$. Тогда, при детерминированной величине параметра ψ_{σ} распределение размера c с учетом соотношения (4.47) определится как

$$f_c(c;t) = \frac{1}{1 + \psi_{\sigma}} f_a[a(c);t] \quad (4.48)$$

где $a(c)$ – линейная функция, обратная (4.47):

$$a(c) = \frac{c}{1 + \psi_{\sigma}}. \quad (4.49)$$

Принимаем, что ЗПД у кончика трещины имеет круглую форму (рис.4.21) [13], а объединение двух трещин, растущих из соседних отверстий навстречу друг другу, осуществляется при соприкосновении или наложении этих зон. Тогда, условие объединения будет иметь вид

$$y = c_1 + c_2 \geq l, \quad (4.50)$$

где y – обозначение суммы двух случайных величин c_1 и c_2 , плотность распределения каждой из которых описывается формулой (4.48).

Пусть размер одной из трещин не зависит от размера другой, и случайные величины c_1 и c_2 являются независимыми. Плотность распределение их суммы $g(y;t)$ в фиксированный момент времени t определится композицией законов распределения размера c , имеющих, в данном случае, общую плотность (4.48):

$$g(y;t) = \int_0^y f_c(c;t) f_c(y-c;t) dc \quad (4.51)$$

Вероятность объединения двух встречных трещин определится как функция распределения времени t до объединения. На основании формулы (4.51) и с учетом условия (4.50) получим

$$G(t) = \int_l^\infty g(y;t) dy = \int_l^\infty dy \int_0^y f_c(c;t) f_c(y-c;t) dc \quad (4.52)$$

Определим вероятность объединения трещин с использованием эмпирического распределения длины трещин при фиксированной нагрузке.

График плотности такого распределения, построенный в соответствии с формулой (4.42) и с учетом значений приведенных для этого распределения параметров, показан на рис. 4.18 штриховой линией. Расчетные точки этого графика в полулогарифмических координатах удовлетворительно аппроксимируются прямой линией (рис. 4.23).

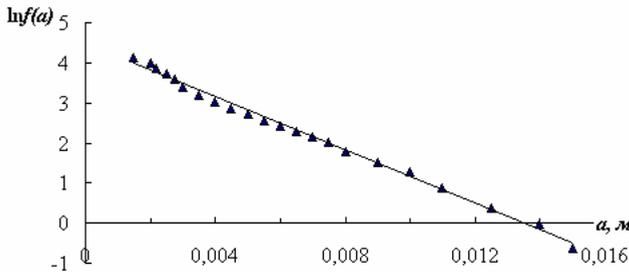


Рис. 4.23. Значения плотности распределения длины трещин, рассчитанные по формуле (4.42), и их аппроксимация прямой линией в полулогарифмических координатах

(коэффициент корреляции $R^2 = 0,9942$)

Таким образом, плотность распределения на интервале рассматриваемых значений длины трещин можно описать функцией

$$f_a(a) = \Lambda \exp(-\lambda a), \quad (4.53)$$

где коэффициенты аппроксимации: $\Lambda = 91,6$; $\lambda = 306,5$.

Согласно (4.53) и с учетом формул (4.48) и (4.49) получаем выражение для плотности распределения «эффективной» длины трещин

$$f_c(c) = \frac{\Lambda}{1 + \psi_\sigma} \exp\left(-\frac{\lambda c}{1 + \psi_\sigma}\right). \quad (4.54)$$

На основании формулы (4.51) определим плотность распределение суммы двух случайных величин c , имеющих одинаковое распределение (4.54)

$$g(y) = \left(\frac{\Lambda}{1 + \psi_\sigma}\right)^2 y \exp\left(-\frac{\lambda y}{1 + \psi_\sigma}\right).$$

Сумма y может принимать значения на интервале $[0; l]$ (рис.4. 22). Для типичного заклепочного соединения с $r = 0,002$ м и $L = 0,02$ м (рис.4.11), $l = 0,016$ м. Используемое нами распределение (4.53) охватывает диапазон длин трещин, соответствующих принятому значению l (рис.4.22). Тогда, в соответствии с формулой (4.52) получим выражение для вероятности объединения трещин, распределение длины которых в некоторый момент времени t' задается распределением (4.53):

$$G(t') = \left(\frac{\Lambda}{\lambda}\right)^2 \left(1 + \frac{\lambda l}{1 + \psi_\sigma}\right) \exp\left(-\frac{\lambda l}{1 + \psi_\sigma}\right). \quad (4.55)$$

Для $\sigma/\sigma_y = 0,5$ имеем $\psi_\sigma = (\sigma/\sigma_y)^2 = 0,25$. Для значений параметров $\Lambda = 91,6$; $\lambda = 306,5$ и $l = 0,016$ м из формулы (4.55) следует $G(t') = 0,0087$.

Необходимо отметить, что не всегда возможно получить в конечном виде выражение для вероятности объединения по формулам (4.51) и (4.52). Работоспособность предлагаемого подхода проиллюстрируем на примере частного случая распределения длины трещин, например, по показательному закону.

Пусть при $a \geq a_0$ функция распределения длины трещины a для текущей наработки t задается выражением

$$F_a(a) = 1 - \exp[-(a - a_0)\lambda(t)]. \quad (4.56)$$

Плотность такого распределения описывается выражением (4.53), в котором $\Lambda(t) = \lambda(t) \exp[a_0\lambda(t)]$.

Параметр $\lambda(t)$ связан с математическим ожиданием длины трещин $\langle a(t) \rangle$ соотношением

$$\lambda(t) = \frac{1}{\langle a(t) \rangle - a_0}. \quad (4.57)$$

С учетом принятых обозначений формула (4.55) примет вид

$$G(t) = \left(1 + \frac{l\lambda(t)}{1 + \psi_\sigma} \right) \exp \left[- \left(\frac{l}{1 + \psi_\sigma} - 2a_0 \right) \lambda(t) \right]. \quad (4.58)$$

где $\lambda(t)$ определяется, согласно (4.57), зависимостью от времени математического ожидания длины трещин от времени $\langle a(t) \rangle$.

Принимаем, что зависимость $\langle a(t) \rangle$ задается формулой (4.26) с параметрами, приведенными в табл. 4.5. Данная зависимость показана кривой 1 на рис. 4.15 как функция параметра наработки $\tau = t - t_0$, причем $\langle a(t) \rangle \leq l = 0,016$ м.

Согласно данным, приведенным в работе [25], для сплава 2024-T3 CLAD $\sigma_Y = 304$ МПа. При отнулевом циклическом нагружении с размахом напряжения $\Delta\sigma = 138$ МПа [25] имеем

$$\psi_\sigma = (\Delta\sigma / \sigma_Y)^2 = 0,207.$$

Изменение вероятности объединения встречных трещин в зависимости от числа полетных циклов τ представлено на рис. 4.24. Расчет производился по формуле (4.58) с учетом приведенных выше значений входящих в формулу параметров.

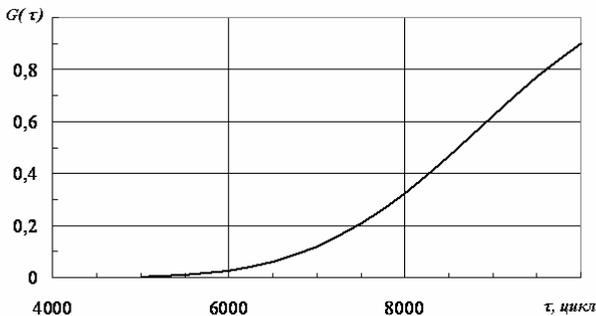


Рис. 4.24. Зависимость вероятности объединения встречных трещин от числа полетных циклов

Из графика на рис. 4.24 следует, что вероятность объединения существенно возрастает после наработки 6000 п.ц. Например, при $\tau = 7000$ п.ц. $G(\tau) \approx 0,1$. Следовательно, при средней длине трещин, равной 4 мм (рис.4.15), в одной из десяти перемычек со встречными трещинами возможно их объединение и разрушение перемычки.

4.7 Расчетная реализация метода прогнозирования надежности и остаточного ресурса авиационных конструкций при многоочаговом повреждении

В п.4.3 отмечалось, что для численной оценки надежности и ресурса заклепочных соединений АК при MSD необходимо располагать статистическим распределением наработки до образования усталостной трещины (функция распределения $F_{ТТЦИ}(t)$); распределением длины трещин в фиксированный момент времени (функция распределения $F_a(a;t)$) и распределением времени до объединения трещин (функция распределения $G(t)$).

Для реализации расчетной схемы (рис.4.9) рассмотрим соединение, состоящее из $n=50$ заклепок с размерными параметрами: $r=0,002$ м; $L=0,02$ м и $l=0,016$ м (рис. 4.11). Принимаем, что распределение наработки до образования усталостной трещины в отверстии под заклепку соответствует закону Вейбулла и описывается функцией $F_{ТТЦИ}(t)$ (4.20). Значения параметров такого распределения α и β приведены в табл. 4.5 (для проектного ресурса 20000 полетных циклов).

На основании $F_{ТТЦИ}(t)$ по формулам (4.2) – (4.4) определяются вероятности поврежденного состояния перемычки между отверстиями. Зависимости этих вероятностей от циклической наработки приведены на рис. 4.25.

Определяем параметр t_0 как математическое ожидание (МО) числа полетных циклов до появления трещины. Для распределения Вейбулла (4.20) имеем

$$\langle t_0 \rangle = \beta \Gamma \left(1 + \frac{1}{\alpha} \right) = 36256 \text{ п.ц.} \quad (4.59)$$

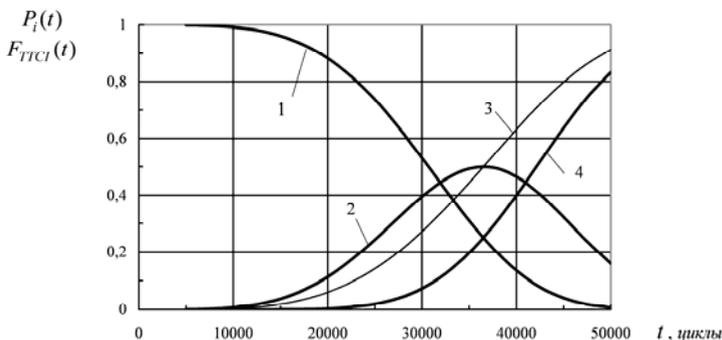


Рис.4.25. Изменение вероятностных показателей поврежденности перемычки заклепочного соединения от числа полетных циклов:

- 1 – вероятность $P_0(t)$ (трещины отсутствуют);
- 2 – вероятность $P_1(t)$ (присутствует одна трещина);
- 3 – функция распределения наработки до появления трещины $F_{TTCI}(t)$;
- 4 – вероятность $P_2(t)$ (присутствуют две трещины)

Значение параметра $\langle t_0 \rangle$ не противоречит данным о реальном налете парка самолетов. Средняя наработка до появления трещины (4.59) почти в два раза превышает средний налет в полетных циклах парка в США и соответствует нижней границе (более 15 лет эксплуатации) для ВС, относящихся к стареющему парку (рис 4.3; табл. 4.1).

В соответствии с формулами (4.2) – (4.4) для $F_{TTCI}(\langle t_0 \rangle) = 0,491$ имеем: $P_0(t_0) \cong 0,26$; $P_1(t_0) \cong 0,5$ и $P_2(t_0) \cong 0,24$ (рис. 4.25). Это означает, что при наработке $t_0 = 36256$ п.ц. приблизительно 74 % перемычек между отверстиями будут повреждены (38 перемычек при 50 заклепках), причем 50 % (25 перемычек) будут иметь одну трещину, а 24 % – две трещины (12-13 перемычек).

Полагаем, что МО длины трещины близко к медианному значению a_m , которое можно определить из функции распределения (4.30). Принимая в (4.30) $F(a_m; t) = 0,5$ и решая данное уравнение относительно a_m , получим искомую зависимость от времени:

$$\langle a(t) \rangle = a_m(t) = a_0 \left[1 - \frac{2C(\Delta\sigma Y \sqrt{\pi})^m a_0^{\frac{m-2}{2}}}{m-2} \left(t - \beta \ln^{\frac{1}{\alpha}} 2 \right) \right]^{\frac{2}{m-2}}. \quad (4.60)$$

Согласно зависимости (4.60) с учетом значений параметров, приведенных в табл. 4.5, средняя длина трещин $\langle a(t) \rangle \geq a_0$ ($a_0 = 0,00127$ м) при наработке, соответствующей $\langle t_0 \rangle$ из (4.59) (рис. 4.26). Совпадением результатов относительно $\langle t_0 \rangle$, полученных из распределения Вейбулла (4.20) и модели (4.30), подтверждается адекватность изложенного в п.4.5 подхода к статистическому описанию распределения длины усталостных трещин при MSD.

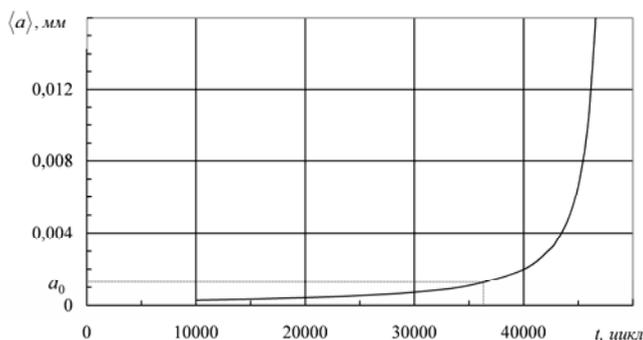


Рис. 4.26. Изменение МО длины трещин от циклической наработки

Предельное состояние перемычки с одной трещиной реализуется при условии равенства «эффективной» длины трещины C расстоянию между краями соседних отверстий l . С учетом (4.47) получим

$$a_* = \frac{l}{1 + \psi_\sigma},$$

где, согласно условиям нагружения (табл. 4.5),

$$\psi_\sigma = (\Delta\sigma / \sigma_Y)^2 = 0,2066.$$

Полагаем, что функция распределения длины трещин на интервале $[a_0, a_*]$ в рассматриваемом заклепочном соединении может быть аппроксимирована зависимостью (4.56), в которой параметр $\lambda(t)$ определяется выражением (4.57). Тогда для вероятности того, что длина случайным образом выбранной трещины в момент времени t будет меньше значения a_* можно записать

$$F_a(a_*; t) = 1 - \exp[-(a_* - a_0)\lambda(t)]. \quad (4.61)$$

Изменение данной вероятности от наработки t задается зависимостью параметра $\lambda(t)$ (4.57) с учетом (4.60).

Вероятность предельного состояния $\Omega_1(a_*; t)$, когда хотя бы в одной перемычке заклепочного соединения в момент времени t трещина будет иметь длину, превышающую критическое значение a_* , рассчитывается по формуле (4.8) с подстановкой в нее выражения (4.61). График зависимости данной вероятности от циклической наработки показан на рис. 4.27 (кривая 2). Следует отметить, что изменение $\Omega_1(a_*; t)$ реализуется в диапазоне наработки, соответствующему периоду ускоренного роста трещины – от 42000 до 46000 полетных циклов (рис. 4.26).

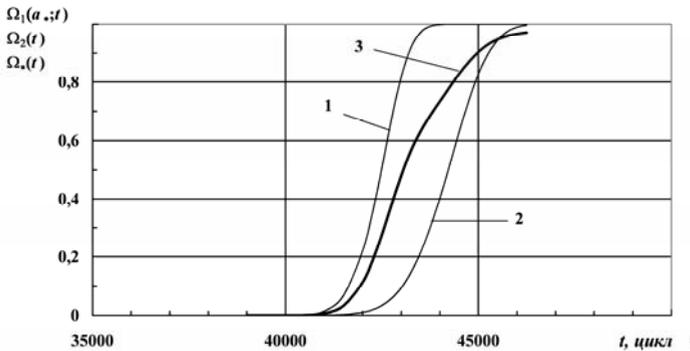


Рис. 4.27. Зависимости от наработки вероятностей предельного состояния заклепочного соединения при MSD:

- 1 – вероятность $\Omega_2(t)$; 2 – вероятность $\Omega_1(a_*; t)$;
- 3 – полная вероятность $\Omega_*(t)$

Вероятность объединения встречных трещин как функция наработки $G(t)$ определяется формулой (4.58). Все входящие в данную формулу параметры заданы. Поэтому на основании выражения (4.9) можно рассчитать изменение вероятности реализации предельного состояния заклепочного соединения при объединении трещин хотя бы в одной перемычке $\Omega_2(t)$ (рис. 4.27, кривая 1).

Отметим, что разрушение перемычки от объединения трещин в рассматриваемом диапазоне наработки является более вероятным событием, чем разрушение от роста одной трещины (рис. 4.27).

Вероятность разрушения хотя бы одной перемычки в соединении $\Omega_*(t)$ (вероятность предельного состояния заклепочного соединения) задается формулой (4.10). График изменения данной вероятности от циклической наработки приведен на рис. 4.27 (кривая 3).

На основании полученных для вероятностных показателей MSD зависимостей (рис. 4.27) рассчитываются функции надежности и ресурса рассматриваемого заклепочного соединения (рис.4.28).

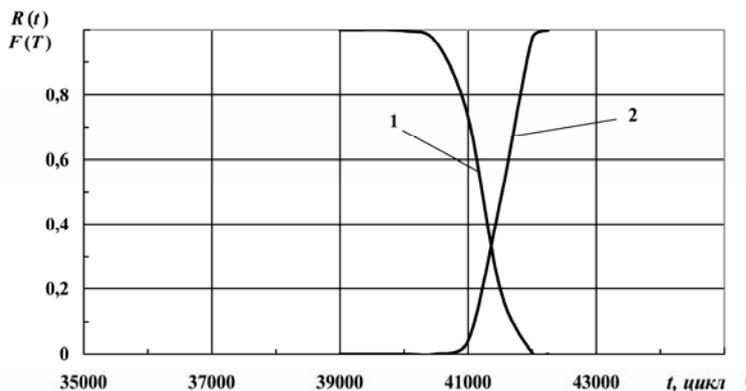


Рис.4.28. Изменение от числа полетных циклов надежности заклепочного соединения $R(t)$ (кривая 1) и функции распределения ресурса $F_T(T)$ (кривая 2)

Вероятность безотказной работы заклепочного соединения (функция надежности) $R(t)$ (кривая 1 на рис.4.28) и функция рас-

пределения ресурса такого соединения $F_T(T)$ (кривая 2) рассчитаны, соответственно, по формулам (4.11) и (4.15) с учетом выражения (4.14).

Вероятностные показатели надежности и ресурса заклепочного соединения (рис. 4.28), дают возможность решать целый ряд практически важных задач. Например, функцию $R(t)$ можно трактовать как изменение остаточной прочности заклепочного соединения и на основании ее изменения от циклической наработки назначать периодичность контроля конструкции на наличие и развитие повреждений (особенно после 40000 полетов). Функция распределения ресурса $F_T(T)$ позволяет осуществлять обоснованное прогнозирование наработки до предельного состояния заклепочного соединения с учетом значения вероятности его реализации. Это – определение основных числовых характеристик ресурса (среднее значение, дисперсия), а также назначение гамма-процентного ресурса.

На основании полученных результатов можно сделать ряд выводов, значимых для обоснования мероприятий по контролю технического состояния и обеспечению летной годности рассматриваемого узла конструкции.

При принятом проектном ресурсе 20000 полетных циклов первые трещины возможны уже после 10000 полетов (рис. 4.25). При 20000 полетных циклов приблизительно 10 % перемычек будут повреждены, причем это в основном одиночные трещины (кривые 1 и 2 на рис. 4.25). Две трещины в перемычках начинают возникать при $t > 20000$ полетных циклов, и к наработке 30000...32000 полетных циклов доля перемычек с двумя трещинами составляет приблизительно 10 %. Тогда, период наработки от 20000 до 30000 полетных циклов можно считать таким, при котором образуются устойчивые усталостные трещины в конструкции (fatigue crack initiation) (табл. 4.3).

Начало периода мониторинга (рис. 4.4) может быть выбрано в промежутке наработки от 30000 до 35000 полетных циклов, что, согласно (4.59), близко к среднему значению наработки до возникновения трещины – $\langle t_0 \rangle = 36256$ полетных циклов. При этом значении наработки более 70 % перемычек повреждены, причем вероятность наличия одной трещины $P_1(t)$ достигает максимума. Более

20 % перемычек имеет две трещины (рис. 4.25). Можно считать, что данный период характеризует начало стадии распространения трещин.

За период мониторинга предусматривается проведение тщательных осмотров конструкции и осуществление контроля за развитием трещин. Обоснование периодичности такого контроля относится к отдельному исследованию и должно учитывать кинетику роста дефектов (рис. 4.26). Во всяком случае, окончание периода мониторинга должна ограничиваться наработкой 39000...40000 полетных циклов, при которой надежность конструкции начинает резко уменьшаться, а вероятность предельного состояния увеличиваться (рис. 4.28).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Boller C.* Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure / – Bangalore (India): Instit. of Smart Structures and Systems (ISSS), 2002. – 35 p.
2. *Schijve J.* Multiple-site damage in aircraft fuselage structures // *Fatig. Fract. Eng. Mater. Struc.* – 1995. – Vol. 18, 3. – P. 329 – 344.
3. *Hendricks W.R.* The Aloha Airlines accident – a new era for aging aircraft // *Structural integrity of aging airplanes* / Ed. by S.N. Atluri, S.G. Sampath, P. Tong. – Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1991. – P. 153-166.
4. *Goranson U.G.* Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs // *Int. J. Fatigue* – 1997. – Vol. 20, 6. – P. 413 – 431.
5. *Bode M.D., Sippel W.M., Ostgaard D., Bakuckas J.G.* Survey of transport airplane structural repairs and alterations: survey & tear-down final results // *Presentation on 2011 Air Transport Association NDT Forum (April 29, 2011)*. 2011. – 39 p.
6. *Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report)* / *Airworthiness Assurance Working Group*. – 1999. – 162 p.
7. *Метод определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации.* – М. : Минтранс, 1996. – 29 с.
8. *Болотин В. В.* Ресурс машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.
9. *Yang J.N., Manning S.D., Garver W.R.* Durability methods development / *Technical report AFFDL-TR-79-3118. Vol.V: Durability analysis methodology development* // *Structural and Design Department, GDC, Fort Worth, Texas, US.* – 1979 – P.96.
10. *Yang J.N., His W.H., Manning S.D., Rudd J.L.* Stochastic crack propagation in fastener holes // *J. Aircraft.* – 1985. – V.22, N9 – P. 810-817.
11. *Pavelko V., Timoshtchenko J.* Model of the multi-site fatigue damage in the thin-walled structure // *Proc. 5th Int. Conf. “Reliability and statistics in transportation and communication” (Part 2) (Riga, Latvia, October 13–14, 2005)*. Riga 2005. – P. 327-334.

12. *Wang H.-L., Grandt A. F.* 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) / prep. by A.F. Grandt, Jr., T.N. Farris, B.H. Hillberry. / Purdue University. – 1999 – P.25.
13. *Proppe C., Irving P.E.* Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages // *Comp. Mech.* – 2003. – V.30, N4 – P. 323-329.
14. *Garcia A. N.* Lap joint MSD assessment using a probabilistic model [Электронный ресурс] // Proc. 11th Int. Conf. on Fract. «Aeronautics & Aerospace» (Turin, Italy, March 20-25, 2005). 2005. – P. 74–79.
15. *Cavallini G., Lazzeri R.* A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components // *Eng. Frac. Mec.* – 2007. – V.74, 18. – P. 2964-2970.
16. *Игнатович С.Р.* Вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения (MSD) заклепочных соединений авиационных конструкций // Пробл. прочн. –2014.–№3. – С. 48-58.
17. *Ignatovich S.R.* Probabilistic model of multiple-site fatigue damage of riveting in airframes // *Strength of Materials.* – 2014. – Vol. 46, N 3. – P. 336 - 344.
18. *Handbook* for damage tolerant design / AFGROW.net. / Fracture mechanics and fatigue crack growth analysis software tool. Section 3.2: Equivalent initial quality. 2010. – P. 3.2.1-3.2.11.
19. *Yongming Liu, Sankaran Mahadevan.* Probabilistic fatigue life prediction using an equivalent initial flaw size distribution // *Int. J. of Fatigue.* – 2009. – V.31, 3 – P. 476–487.
20. *Kim J.H., Zi G., Van S-N., Jeong M.C., Kong J.S., Kim M.* Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model // *Struct. Eng. Mech.* – 2011. – V.38, N4 – P. 443-457.
21. *Tong Y.C.* Literature review on aircraft structural risk and reliability analysis (Technical Report) / Aeronautical and Maritime Research Laboratory. DSTO – TR-1110. – 2001 – P.48.
22. *White P.* Review of methods and approaches for the structural risk assessment of aircraft (Technical Report) / Air Vehicles Division Defence Science and Technology Organisation. – DSTO – TR – 1916; – 2006 – P.65.

23. *Joint service specification guide for aircraft structures (JSSG-2006) / Department of defense USA. – 1998 – P.483.*
24. *Handbook for damage tolerant design / AFGROW.net. / Fracture mechanics and fatigue crack growth analysis software tool, Section 1.3: Summary of Damage Tolerance Design Guidelines. 2010. – P. 1.3.1-1.3.35.*
25. *Rambalakov A., Deodatis G. Non-periodic inspection of aging aircraft structures / A. Rambalakov, // Proc. 9th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Atlanta, USA, GA, March 6–9, 2006). 2006. – P. 1 – 18.*
26. *Manning S.D., Flanders M.A., Garver W.R., Kim Y.H. Durability methods development / Technical report AFFDL-TR-79-3118. Vol. II: Durability analysis: state-of-the-art assessment. Structural and design department, GDC, Fort Worth, Texas, US. – 1979 – P.40.*
27. *Damage tolerance assessment handbook / Final report DOT-VNTSC-FAA-93-13. Vol. 1, Chap. 3: Fatigue crack propagation / Depart. Transp. FAA, US. – 1993 – P.3.1-3.43.*
28. *Wang G. S. Analysing the onset of multiple site damage at mechanical joints // Int. J. Fract. – 2000. – V.105, 3 – P. 209-241.*
29. *Игнатович С.Р., Каран Е.В., Краснопольский В.С. Распределение длины трещин в заклепочном соединении самолетной конструкции при многоочковом повреждении // Физико-хим. мех. матер. – 2013. – Т. 49, № 2. – С. 109-116.*
30. *Forman R.G., Shivakumar V., Cardinal J.W. and al. Fatigue crack growth database for damage tolerance analysis (Final report) / U.S. Department of Transportation, FAA. DOT/FAA/AR-05/15. – 2005 – P.126.*
31. *Игнатович С.Р. Распределение размеров дефектов при нагружении // Пробл. прочн. - 1990. - № 9. - С. 40-45.*
32. *Игнатович С.Р., Нинасвивинча Сото Ф.Ф. Стохастическая модель формирования неоднородности размеров рассеянных трещин. Сообщ. 1. Стационарный рост трещин // Пробл. прочн. - 1999. - № 3. - С. 104-113.*
33. *Карпинтери А., Лачидонья Дж., Пуцци С. Прогноз развития трещин в полномасштабных конструкциях на основе анализа показателя b и статистики Юла // Физическая мезомеханика. – 2008. – 11.3. – С. 75 - 87.*

34. *Ahmed A., Bakuckas J.G.Jr., Awerbuch J. and al.* Evolution of multiple-site damage in the riveted lap joint of a fuselage panel // Proc. 8th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Palm Springs, CA, February 3, 2005). 2005. – P. 14.
35. *Labeas G., Diamatakos J.* Analytical prediction of crack coalesce in multiple site damaged structures / Int. J. Fract. – 2005. – Vol. **134**, N 2. – P. 161-174.
36. *Jeong D.Y., Tong P.* Onset of multiple site damage and widespread fatigue damage in aging airplanes // Int. J. Fract. – 1997. – Vol. **85**, N 2. – P. 185-200.
37. *Swift T.* Widespread fatigue damage monitoring – issues and concerns // Proc. 5th Int. conf. on struct. airworth. new and aging aircraft (FRG, 1993), DGLR-Bericht 93-02. 1993. – P. 133–150.
38. *Tong P., Greif R., Chen Li.* Residual strength of aircraft panels with multiple site damage // Comput. Mechan. – 1994. – Vol. **13**, N 4. – P. 285-294.
39. *He Y.T., Zhang T., Cui R.H.* Research on crack growth of multiple-site damaged structure // Proc. 28th Congr. of Intern. Council of Aeronautic. Sc. (23 - 28 Sept., Brisbane, Australia, 2012), Paper ICAS 2012-7.1.3. – 2012. – P. 1–8.
40. *Elangovan R., Selladurai V., Ramamurthy T.S., Dattaguru B.* Analytical determination of residual strength and linkup strength for curved panels, with multiple site damage // Int. J. Engin. Sc. Techn. – 2011. – Vol. **3**, N 5. – P. 3651-3662.
41. *Yang J-M., Hahn T.H., Seo H., Chang P-Y., Yeh P-C.* Damage tolerance and durability of fiber-metal laminates for aircraft structures (Final report) / U.S. Department of Transportation, FAA. DOT/FAA/AR-10/18. – 2010 – P.83.
42. *Garcia A.N., Mello Jr. A.W.S., Irving P.E.* Simplifying MSD modeling by using continuing damage assumption and parametric study: the role of rivet squeeze force // Proc. 26th Congr. of Int. Counc. of Aeronaut. Sc. (USA, Anchorage, A., September 14-19, 2008), – Paper ICAS 2008-9.8.1.
43. *Forsyth P.J.E.* A unified description of micro and macroscopic fatigue crack behaviour // Int. J. Fract. – 1983. - **5**, P. 3-14.
44. *Gao N., Brown M.W., Miller K.J.* Crack growth morphology and microstructural changes in 316 stainless steel under creep-fatigue cycling // Ibid. - 1995. - **18**, № 12. - P. 1407-1422.

45. *Ochi Y., Ishii A., Sasaki S.K.* An experimental and statistical investigation of surface fatigue crack initiation and growth // *Fatigue Fract. Eng. Mater. Structure.* - 1985. - **8**, № 4. - P. 327-339.
46. *Parkins R.N., Singh P.M.* Stress corrosion crack coalescence // *Corrosion* – 1990. - **46**, № 6. – P. 485-499.
47. *Fedelich B.* A stochastic theory for the problem of multiple surface crack coalescence // *Int. J. Fract.* -1998. – **91**, P. 23-45.
48. *Ignatovich S.R., Kucher A.G., Yakushenko A. S., Bashta A.V.* Modelling of coalescence of dispersed surface cracks. Part 1. Probabilistic model for crack coalescence // *Strength of Materials.* – 2004. – Vol. **36**, N 2. – P. 125-133.
49. *Екобори Т.* Научные основы прочности и разрушения материалов. – К.: Наук. думка, 1978. – 352 с.
50. *Berens A.P., Gallagher J.P., Dhar S.* Risk analysis for modeling damage at multiple sites (Technical report) / *Aerospace Structures Information and Analysis Center.* TR-94-14. – 1994 – P.65.
51. *Херцберг Р.В.* Деформация и механика разрушения конструкционных материалов. – М.: Металлургия, 1989. – 576 с.
52. *Матвиенко Ю.Г.* Модели и критерии механики разрушения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 328 с.

ІГНАТОВИЧ Сергій Ромуальдович,
КАРУСКЕВИЧ Михайло Віталійович

МОНІТОРИНГ ВІДПРАЦЮВАННЯ ВТОМНОГО РЕСУРСУ
ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Монографія
(Російською мовою)

В авторській редакції

Технічний редактор.....
Комп'ютерна вестка