

Федеральное государственное унитарное предприятие  
«Сибирский научно-исследовательский институт авиации  
имени С. А. Чаплыгина»

На правах рукописи



ТИМОФЕЕВ АЛЕКСАНДР НИКОЛАЕВИЧ

**РЕСУРС И СРОК СЛУЖБЫ АВИАЦИОННОЙ КОНСТРУКЦИИ  
С КОРРОЗИОННЫМ ПОВРЕЖДЕНИЕМ**

Специальность 05.07.03 — Прочность и тепловые режимы  
летательных аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени кандидата  
технических наук

Научный руководитель  
доктор технических наук,  
старший научный сотрудник  
Белов Василий Кириллович

Новосибирск—2020

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	4
ГЛАВА 1 АНАЛИЗ ИЗВЕСТНЫХ ПОДХОДОВ К ОЦЕНКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО КРИТЕРИЮ КОРРОЗИИ. 16	
1.1 Типовые коррозионные повреждения конструкции планера .....	16
1.2 Нормативная база и состояние практики решения проблемы коррозионных повреждений авиационной техники .....	22
1.3 Обзор методов оценки прочности с учётом коррозии .....	26
1.4 Анализ методов оценки. Нерешённые вопросы .....	33
1.5 Выводы по главе 1.....	41
ГЛАВА 2 МОДЕЛИ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ. МЕТОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МОДЕЛЕЙ.....	42
2.1 Исходные положения .....	42
2.2 Расчётные схемы, модели повреждений, напряженно- деформированное состояние зон повреждений .....	43
2.3 Материалы, образцы для экспериментальных исследований, условия испытаний .....	53
2.4 Метод моделирования коррозионных повреждений .....	59
2.5 Определение длительности стадии зарождения усталостной трещины.....	62
2.5.1 Вихретоковый метод .....	62
2.5.2 Расчёт по длительности роста трещины.....	64
2.5.3 Сравнение методов .....	66
2.6 Испытания в коррозионно-активных средах .....	68
2.6.1 Влияние среды на длительность инкубационной стадии .....	68
2.6.2 Циклическая трещиностойкость алюминиевых сплавов в коррозионно-активных средах.....	69
2.7 Выводы по главе 2.....	76
ГЛАВА 3 МЕРА КОРРОЗИОННОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ. МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ МЕТАЛЛА С ПОВРЕЖДЕНИЕМ .....	78
3.1 Обоснование выбора меры .....	79
3.2 Исследования зависимости долговечности от меры повреждения.....	83

3.2.1 Повреждения типа осесимметричных язв .....	83
3.2.2 Повреждения произвольных форм и положений в элементах конструкции различной толщины .....	95
3.2.3 Условия коррозионно-активных сред .....	98
3.2.4 Влияние расслаивания. Мера повреждения расслаивающей коррозии .....	101
3.2.5 Метод определения сопротивления усталости элемента конструкции с повреждением.....	115
3.3 Исследования области и условий применения меры .....	117
3.3.1 Повреждения в зонах конструктивной нерегулярности .....	117
3.3.2 Оценка влияния корродированной поверхности .....	122
3.3.3 Определение наработки зоны растущего повреждения .....	126
3.4 Выводы по главе 3.....	129
<b>ГЛАВА 4 МЕТОДЫ РАСЧЁТНОЙ ОЦЕНКИ ДОПУСТИМЫХ РАЗМЕРОВ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ, РЕСУРСА И СРОКА СЛУЖБЫ ПОВРЕЖДЁННОЙ КОНСТРУКЦИИ. АЛГОРИТМ ОТРАБОТКИ НАЗНАЧЕННОГО РЕСУРСА .....</b>	<b>131</b>
4.1 Расчётные значения сопротивления усталости металла с повреждением....	131
4.2 Условия допустимости коррозионных повреждений. Методы оценки допустимых размеров повреждений, остаточного ресурса и срока службы повреждённой конструкции .....	134
4.3 Экспериментальные исследования допустимости повреждений .....	140
4.4 Алгоритм отработки назначенного ресурса.....	151
4.5 Выводы по главе 4.....	156
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....</b>	<b>157</b>
<b>СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ .....</b>	<b>160</b>
<b>СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....</b>	<b>164</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ А Акт использования результатов диссертационной работы в Филиале ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого».....</b>	<b>180</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ Б Акт использования результатов диссертационной работы в ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина».....</b>	<b>181</b>

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы исследования

Сроки эксплуатации как гражданской, так и военной авиационной техники (АТ) неизменно увеличиваются. По данным фирмы *Boeing* [1] средний возраст мирового флота гражданских самолётов в 1971 г. оценивался в 5 лет, в 1986 — 10 лет, в 1990 — 12 лет, в 2000 г. — 15 лет. В настоящее время ведущие мировые производители АТ стремятся обеспечить налёт гражданских транспортных самолётов в 100 000 часов и срок эксплуатации более 30 лет. Самолёт Сухой-Суперджет имеет проектные ресурс в 70 000 часов и срок службы в 30 лет. Все самолёты нового поколения ОКБ Туполева разрабатываются с проектным календарным сроком службы 30...40 лет и ресурсом 60 000 лётных часов [2]. Контракты на экспорт самолётов типа “истребитель” с ресурсом в 3500...6000 часов в страны с максимально жёсткими коррозионно-климатическими условиями эксплуатации предусматривают срок службы до 40 лет [3]. Разрешенный срок службы парка отечественных самолётов достигает 50 (Ан-12, Ан-24), 40 (Ан-26), 35 (Ту-134, Ту-154, Як-40), 30 (Ил-76, Ил-62) лет при назначенных ресурсах, соответственно, в 55 000, 80 000, 45 000, 55 000, 60 000, 38 000, 30 000, 50 000 лётных часов [4]. Рекордсменом является КС-135 (США), который эксплуатируется с середины 50-х и, ожидается, будет эксплуатироваться до 2040-го года [5].

Данные сроки практически невозможно обеспечить без учёта возможного проявления коррозии: отечественная и иностранная практика показывает, что после 5–8 лет эксплуатации даже в умеренных коррозионно-климатических условиях металлические элементы конструкции планера, как правило, имеют повреждения коррозией [6–9]. Проявления коррозии в значительной степени зависят от качества обслуживания, доступности зон контроля, конструктивных решений по предотвращению коррозии, но во многом и от случайных металлургических, производственно-технологических, природно-климатических и т. п. факторов. Удлинение сроков службы повышает вероятность коррозии

конструкции. Перспектива полностью избежать коррозии за счёт конструктивных и организационно-технических мер неутешительна: из многочисленных обзоров по данному вопросу следует вывод, что “... коррозия имеет место на самолётах разных типов и разных поколений, созданных при различных подходах к проектированию и организации технического обслуживания и ремонта” [10]. В конструкции перспективных воздушных судов (ВС) предполагается применение значительного количества сплавов, не обладающих по свидетельству самих разработчиков требуемой для длительной эксплуатации коррозионной стойкостью [11; 12]. “В настоящее время при обеспечении проектной долговечности ориентируются на опыт эксплуатации материалов, проектных конструктивных решений и систем защиты, что не предохраняет от существенных ошибок”, а “... современный уровень материалов и технологии позволяет только в той или иной степени снизить вероятность и масштабы возможного коррозионного поражения конструкции” [13]. Усиление антикоррозионной защиты способно лишь сдвинуть сроки появления коррозии, но не устранить её полностью. Расширяющееся применение полимерных композитных материалов способно обострить проблему вследствие несовместимости по условиям контактной коррозии углепластиков с алюминиевыми сплавами и сталями [14].

Возможность коррозионного повреждения (КП) ставит задачу поддержания лётной годности ВС по условиям прочности. При случайном характере коррозии нарушений лётной годности не должно быть как до обнаружения КП при очередном осмотре, так и в планируемом после осмотра интервале, в том числе и после ремонтного устранения коррозии. Помимо безопасности необходимо обеспечить полную отработку в ожидаемых коррозионно-климатических условиях заявленных показателей долговечности — ресурса и календарного срока службы и всё это с минимальными затратами на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР).

По данным статистики [6; 13; 15] стоимость работ, непосредственно связанных с выявлением, анализом, ремонтом или заменой повреждённых коррозией элементов и превентивной “борьбой с коррозией”, составляет наиболее

значительную часть расходов на ТОиР АТ, т. к. КП наиболее распространённый в эксплуатации вид дефектов силовой конструкции. Например, “... по результатам исследования технического состояния самолётов Ту-154М доля КП из общего числа выявленных дефектов составляет 68%, случайных механических повреждений — 30%, а усталостных дефектов всего 2%”[13].

Современная практика организации эксплуатации “по состоянию” с применением принципа допустимости коррозионных повреждений к конструкции ВС ограничивается тем, что в эксплуатационной документации устанавливают критерии предотказного состояния (в конечном итоге, размеры предельных повреждений), по достижении которых ВС отстраняется от эксплуатации и подлежит отправке в ремонт или списанию [16], однако возможны и много более экономически эффективные варианты системы ТОиР: например, за рубежом (США, Канада, Австралия) с целью снижения расходов и устранения срывов планов полётов как гражданской, так и военной АТ предпринимаются попытки отойти от обычно используемого подхода к проблеме коррозионных повреждений по принципу “*Find-and-fix*” — “обнаружена коррозия — её следует остановить” — к принципу “*Identify-and-manage*” или подобному ему “*Anticipate-and-manage*”, предусматривающим контроль коррозии в эксплуатации, но устранение её только при плановом ремонте [17].

Требования повышения эксплуатационной надёжности и снижения затрат на ТОиР неизменно присутствуют в основных задачах государственных авиационных программ, например, Федеральной целевой Программы «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года» [18] и Государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы» [19], а именно: “... обеспечения конкурентоспособности авиационной техники российского производства и создания эффективных систем продаж и технического обслуживания ... ввиду того, что в современных условиях рыночный успех коммерческой авиационной техники в значительной мере определяется качеством её обслуживания на стадии эксплуатации” [18]. “В условиях жёсткой

конкуренции на рынке перевозок разработка эффективной программы ТОиР, предполагающая оптимизацию методов эксплуатации и режимов ТОиР в целях снижения стоимости эксплуатации и поддержания летной годности, является одним из ключевых моментов в обеспечении конкурентоспособности ВС” [20].

### **Степень разработанности темы исследования**

Разработке эффективных программ ТОиР в настоящее время препятствует отсутствие чётких критериев лётной годности силовой конструкции ВС с КП и возможности планирования объёмов, а следовательно, и затрат на ремонты в ожидаемых условиях эксплуатации. Так, современная практика разработки Программ технического обслуживания (ТО) на основе *MSG-3*-анализа [21] требует знания допустимых в эксплуатации уровней коррозии для каждого конструктивно важного элемента, но правила регламентирования коррозии не разработаны, объём ремонтных работ является делом случая. Требования обеспечения прочности при наличии коррозии установлены действующими Нормами лётной годности [22]. Очевидно, что их выполнение возможно лишь при наличии соответствующих методов и средств оценок повреждений, но в Методах определения соответствия (МОС) [23; 24] они отсутствуют.

Вследствие настоятельной необходимости, исходя из опыта эксплуатации гражданской и военной техники, выработаны и используются практические рекомендации по учёту влияния коррозии на безопасность и долговечность, но этого при современных сроках эксплуатации недостаточно. Общее состояние проблемы коррозии в авиационной отрасли может быть охарактеризовано мнениями ведущих специалистов:

- “... обобщение результатов технического обследования длительно эксплуатирующихся самолётов свидетельствует о том, что критерий коррозионной долговечности на сегодняшний момент является основным фактором, без которого не могут быть достоверно оценены работоспособность, ресурс и надёжность всей конструкции планера в целом” [25];

- “... отсутствует не только единая нормативная база на коррозионные повреждения, но и нет единого подхода к нормированию коррозионных

эксплуатационных повреждений, ... что подтверждается различными для разных типов ВС нормами допускаемых коррозионных повреждений однотипных по материалам и нагруженности элементов конструкции планера ВС ГА” [26];

- “... в настоящее время отсутствуют фундаментальные зависимости сопротивления усталости лёгких конструкционных сплавов от меры их повреждения коррозией или календарного срока службы” [27];

- “... нет единой концепции определения расчётных характеристик прочности конструкционных материалов при воздействии коррозионной среды” [28];

- “... нет методов, определяющих снижение прочности конструкции из-за коррозии” [29];

- “...к числу основных проблем существующей системы (поддержания летной годности) следует отнести субъективность оценок технического состояния конструкции” [13].

“Техническое состояние — это состояние, которое характеризуется в определенный момент времени, при определенных условиях внешней среды, значениями параметров, установленных технической документацией на объект” [30]. Основным определяющим параметром технического состояния несущей конструкции ВС является её усталостная прочность (сопротивление усталости) на момент осмотра в условиях эксплуатационной среды. Таким образом, рассматриваемая задача относится к разделу науки о прочности летательных аппаратов (ЛА) «Усталость и живучесть» [31] с дополнением влияния естественного фактора, способного снизить прочность, — коррозии.

Перечисленные выводы можно рассматривать и как перечень, и как требования к решению наиболее важных вопросов, соответствующих сложившимся на настоящий момент подходам к поддержанию лётной годности по критерию коррозии.

Допустимую длительность эксплуатации АТ, как и многих технических объектов, ограничивают (или оценивают при эксплуатации “по состоянию”) двумя показателями: допустимой наработкой в функциональных циклах



(ресурсом) и календарным сроком службы (КСС). Оба показателя связаны: не может быть ресурса без необходимого срока его отработки, как не может быть годного для эксплуатации самолёта с КСС без ресурса. Возникающие коррозионные повреждения способны снизить располагаемый на этот момент ресурс конструкции, возможность продолжения эксплуатации требует его оценки. Недопустимое снижение ресурса ограничивает КСС. Отсюда следует, что сформулированная выше задача поддержания лётной годности по условию коррозии силовой конструкции требует определения их связи, в конечном итоге, методов объективной оценки ресурса и КСС и на их основе анализа системы ТОиР.

**Цель работы** — разработать методы оценки ресурса, КСС авиационной конструкции с КП и алгоритм полной отработки назначенного ресурса в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации с минимальными при случайном характере коррозии временными и материальными затратами на ремонт повреждений.

**Задачи исследований:**

- провести исследования усталостной и коррозионно-усталостной долговечности конструкционных сплавов с КП; установить универсальную для основных видов коррозии, форм и положений повреждения в конструкции меру, связывающую размеры повреждения с сопротивлением усталости повреждённого металла;
- исследовать законы распределения усталостной долговечности повреждённого коррозией металла при типичных для эксплуатации уровнях циклического нагружения и размерах повреждения, разработать метод определения сопротивления усталости повреждённого элемента конструкции;
- определить условия допустимости КП в авиационных конструкциях, соответствующие требованиям Норм лётной годности, разработать метод определения размеров допустимых повреждений, исследовать допустимость повреждений в эксперименте на элементах натурной конструкции;
- разработать методы расчётной оценки ресурса и КСС конструкции с КП;

- определить условия полной отработки назначенного ресурса ЛА в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации и возможности минимизации затрат и времени простоев на ремонт коррозии, разработать алгоритм отработки ресурса.

**Объект исследования** — силовая конструкция ЛА.

**Предмет исследования** — сопротивление усталости силовой конструкции с КП и условия его сохранения в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации.

Научная задача состоит в совершенствовании методов определения (исследования) прочности ЛА с учётом коррозии на этапе эксплуатации и организации её сохранения на требуемый период времени и наработки.

#### **Научная новизна исследования**

Новыми являются:

- предмет исследования, отличающийся от известных случаями кромочных повреждений, расслаивающей коррозии, условиями сохранения и подтверждения практической невероятности предельного состояния;

- метод исследования сопротивления усталости конструкций с КП, отличающийся от известных мерой повреждения, методом определения сопротивления усталости материала, условиями допустимости повреждений и схемами прочностной оценки повреждённых элементов конструкций.

Новые научные результаты:

- теоретическое и экспериментальное обоснование меры КП, определяющей сопротивление усталости металла с повреждением питтинговой, язвенной, расслаивающей коррозией или с неметаллическим включением на кромке или поверхности элемента конструкции;

- метод определения сопротивления усталости элемента конструкции с КП;

- математическая модель допустимости повреждений; теоретическое доказательство возможности повреждений, не снижающих ресурс ЛА; метод определения допустимых размеров повреждений;

- теоретическое решение задачи определения остаточного ресурса конструкции, повреждённой локальными видами коррозии;
- теоретическое решение задачи определения КСС силовой конструкции по условиям коррозии в ожидаемых условиях эксплуатации;
- способ и алгоритм полной отработки назначенного ресурса в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации.

### **Теоретическая и практическая значимость работы**

Теоретическая значимость работы состоит в совершенствовании теории поддержания лётной годности. Разработаны общие подходы, обеспечивающие заявляемые сроки эксплуатации АТ и решение частных практических вопросов. Определены соответствующие вероятностной природе явлений усталости и коррозии критерии лётной годности повреждённых коррозией конструкций, характеристика сопротивления усталости металла с КП и способ её определения. Исходя из математической модели допустимости повреждений, разработаны методы определения допустимых размеров повреждений, остаточного ресурса и КСС. Выявлена взаимная связь ресурса и КСС и их связь с ожидаемыми коррозионно-климатическими условиями и интенсивностью эксплуатации.

Практическая значимость работы состоит в разработке методологии поддержания лётной годности по условию коррозии. Определены необходимые для измерений при осмотрах параметры коррозии, установлены условия допустимости повреждений, выведены формулы для определения не снижающих ресурс размеров повреждений, остаточного ресурса и КСС конструкции с повреждением. Разработаны методы получения в эксперименте необходимых для расчётов характеристик сопротивления усталости повреждённых коррозией материалов и алгоритм назначения интервалов осмотров. Получен значительный объём данных сопротивления усталости конструкционных алюминиевых сплавов с КП, которые вместе с накопленными в отрасли материалами по выносливости элементов с конструктивными концентраторами напряжений обеспечивают возможность выполнения оценок допустимости коррозии для типовых конструкций.

Результаты исследований позволяют объективно (за счёт жёстко фиксированного алгоритма расчётных методов), более точно (за счёт обоснованного выбора меры повреждения и условий допустимости) и статистически надёжно, в отличие от применяемых в настоящее время подходов, оценивать техническое состояние конструкции ЛА по критерию коррозии. За счёт этого устранить возможность снижения безопасности; снизить расходы на ТОиР вследствие расширения допусков на повреждения и устранения преждевременных или полного исключения ремонтных замен повреждённых элементов; установить интервалы ТО в зависимости от ожидаемых коррозионно-климатических условий и интенсивности полётов на каждом этапе эксплуатации, включая этап разработки изделия, и тем самым создать условия для полной отработки проектных ресурса и КСС и их продления по состоянию.

Результаты экспериментальных исследований материалов и элементов натуральных конструкций с КП и методы оценки повреждений использованы филиалом ПАО «Компания Сухой» «ОКБ Сухого» при оценке технического состояния самолётов, находящихся в эксплуатации, при продлении межремонтных сроков и календарных сроков службы и в практике работ по анализу состояния отдельных образцов авиатехники «Отделения сопровождения создания и эксплуатации авиационной техники» ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» (акты внедрения результатов работы представлены в приложениях А и Б).

### **Методология и методы исследования**

Поиск решения задачи выполнен на основе вероятностного подхода, рассматривая прочность конструкции ЛА с КП в совокупности требований Норм летной годности, экономической эффективности и практики современных систем ТОиР. Предметом анализа и основой разработок являлись собранные из различных источников данные, результаты расчётных и экспериментальных исследований. Эксперименты выполнены путём усталостных испытаний в атмосфере и коррозионно активных средах материалов и фрагментов конструкции самолётов, прошедших полный цикл ресурсных испытаний или

списанных в эксплуатации, и полуфабрикатов конструкционных алюминиевых сплавов с КП. Разработаны методы моделирования коррозии, испытаний в коррозионных средах, измерений и обработки результатов регистрации зарождения и развития трещины в металле. При анализе результатов исследований и разработке положений использовались методы теории вероятностей, математической статистики, механики разрушения, анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) методом конечных элементов, методы металлографии, фрактографии и неразрушающего контроля.

#### **Положения, выносимые на защиту:**

- теоретическое и экспериментальное обоснование меры КП, определяющей сопротивление усталости металла с повреждением питтинговой, язвенной, расслаивающей коррозией или с неметаллическим включением на кромке или поверхности элемента конструкции;

- метод определения сопротивления усталости элемента конструкции с КП;

- математическая модель допустимости повреждений; теоретическое доказательство возможности повреждений, не снижающих ресурс ЛА; метод определения допустимых размеров повреждений;

- метод определения остаточного ресурса конструкции, повреждённой локальными видами коррозии; метод определения КСС силовой конструкции по условиям коррозии;

- алгоритм полной отработки назначенного ресурса в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации;

- результаты расчётных и экспериментальных исследований допустимых размеров повреждений натурной конструкции.

#### **Степень достоверности и апробация результатов**

Достоверность результатов обеспечена применением аттестованного научно-испытательного оборудования, корректностью математических формулировок, подтверждением теоретических выводов значительным объёмом экспериментальных исследований материалов и фрагментов натуральных

конструкций, воспроизводимостью на различных материалах и конструкциях, а также соответствием результатам экспериментов других исследователей.

Основные положения и результаты данной работы докладывались на шести научно-технических конференциях:

- Всероссийская научно-техническая конференция, посвящённая 70-летию со дня основания СибНИА. Новосибирск, СибНИА, 20-21 сентября 2011 г.;

- Международная научно-техническая конференция «Новые материалы и технологии глубокой переработки сырья — основа инновационного развития экономики России». Москва, ВИАМ, 25-28 июня 2012 г.;

- Всероссийская конференция «Проблемы оценки климатической стойкости материалов и сложных технических систем». Геленджик, ГЦКИ ВИАМ им. Г.В. Акимова, 12–13 сентября 2013 г.

- IV Всероссийская конференция по испытаниям и исследованиям свойств материалов «ТестМат — 2014». Геленджик, ГЦКИ ВИАМ им. Г.В. Акимова, 19–20 июня 2014 г.

- Научно-техническая конференция «Прочность конструкций летательных аппаратов», 31 мая-1 июня 2018, ЦАГИ, Жуковский.

- III Международная научно-техническая конференция «Коррозия, старение и биостойкость материалов в морском климате» (в рамках выставки «Гидроавиасалон-2018») 07.09.2018.

По материалам диссертации опубликовано 14 печатных работ, из них 6 в журналах, входящих в перечень изданий, рекомендованных ВАК РФ (одна из них входит в реферативные базы данных *Scopus* и *Web of Science*), 8 — в журналах и сборниках трудов научно-технических конференций.

#### **Личный вклад автора**

Диссертационная работа выполнена в научно-исследовательском отделении «Сопровождения создания и эксплуатации авиационной техники» ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» в соответствии с планами научно-исследовательских и договорных работ института. Автором осуществлялась постановка задач, выбор методов их решения, постановка и выполнение основной

части экспериментов, расчёты, анализ результатов исследований и формулировка выводов.

### **Соответствие паспорту заявленной специальности**

Тема и содержание диссертационной работы соответствуют паспорту специальности 05.07.03 — Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов в части пунктов:

п. 4. Методы и средства повышения ресурса и долговечности ЛА и его элементов, включая:

- разработку методов расчётной оценки ресурса и долговечности;
- создание методов ускоренных испытаний;

п. 5. Организация, экономика и оптимизация процессов обеспечения прочности ЛА, включая:

- разработку облика и состав экспериментальных баз для оценки прочности ЛА;

- технологические процессы контроля, испытаний и метрологического обеспечения прочности ЛА, их систем и агрегатов.

### **Структура и объём диссертационной работы**

Диссертация состоит из введения, 4-х глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы из 133-х наименований и 2-х приложений. Общий объём работы составляет 181 страницу, включая 127 рисунков, 20 таблиц и 2 страницы приложений.

# ГЛАВА 1 АНАЛИЗ ИЗВЕСТНЫХ ПОДХОДОВ К ОЦЕНКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО КРИТЕРИЮ КОРРОЗИИ

## 1.1 Типовые коррозионные повреждения конструкции планера

До второй половины 40-х годов прошлого века проблему коррозионных повреждений предполагалось устранить путём "... абсолютного предохранения металлов от коррозии" [32, с. 3]. Исследования велись в направлении поиска защиты гальваническими, лакокрасочными покрытиями, устранения контактной коррозии, применением протекторной плакировки и выбором режимов термообработки основного конструкционного материала — дуралюмина, исключая наиболее опасные виды коррозии, однако и при небольших сроках службы коррозия создавала значительные сложности при эксплуатации АТ [33–34].

Ситуация обострилась с вводом в эксплуатацию первых пассажирских самолётов с гермокабинами и увеличением сроков службы военной АТ. Ресурс самолётов типа Ту-104 и Ил-18 возрос до 20...30 тысяч лётных часов, срок службы — до 15 лет [15; 35]. Условия обеспечения жизнедеятельности пассажиров, существенное повышение интенсивности эксплуатации и календарных сроков службы объективно способствовали более частому появлению КП конструкции, прежде всего, герметичного фюзеляжа: было отмечено [36], что внутренняя поверхность фюзеляжа повреждается коррозией гораздо чаще, чем наружная. Основной причиной коррозии явилось наличие конденсата в подпольном пространстве. В работах Киевского института инженеров гражданской авиации (КИИГА) [35–41] приведены результаты исследований коррозии гражданских ВС и влияния коррозионных сред на сопротивление усталости конструкций из алюминиевых сплавов, рассмотрены механизмы коррозионно-усталостного разрушения, исследовался химический состав специфичных для самолётных конструкций коррозионных сред. А. И. Радченко [35] выполнен анализ эксплуатационных коррозионных



поражений обшивок первых пассажирских самолётов с гермокабинами (Ту-104, Ил-18), проходивших ремонт на двух авиаремонтных заводах в 1971–1974 гг. Сделан вывод, что коррозия конструктивных элементов планера самолёта (обшивки, стрингеров, шпангоутов) является “... чрезвычайно массовым дефектом”. “В большинстве случаев коррозия возникала на открытых участках обшивки и распространялась постепенно в зоны под стрингерами и другими накладными деталями”. Для обшивок фюзеляжа наблюдались обширные поражения равномерной и квазиравномерной (с язвами на общем фоне) коррозии.

По данным работы [36] “... больше всего коррозионному поражению подвергался стрингерный набор подпольной части фюзеляжа. Коррозия стрингеров имела вид расслоений и концентрировалась преимущественно на участках между заклёпками. Для обшивки наиболее характерна неравномерная коррозия в виде отдельных коррозионных язв или же межкристаллитная, сосредоточена она главным образом у заклёпочных отверстий”.

Анализ отказов из-за КП приведён в работе [25] на основании обобщённой информации за 20 лет, начиная с 1974 года, девяти типов самолётов: Ил-62, Ил-76, Ил-86, Ту-134, Ту-154, Як-40, Ан-12, Ан-24, Ан-26. Данные по трём типам самолётов: Ан-12, Ан-24, Ту-154Б — ремонтных заводов ГА и ВВС учитывались за период 1991–1993 года. Имеющиеся данные позволили сделать следующие выводы о состоянии элементов конструкции ВС:

- “силовой набор и обшивка фюзеляжа, а также элементы конструкции шасси, являясь опасными с точки зрения силовой нагруженности для появления и развития повреждений, подвергаются чаще всего расслаивающей (РСК) и язвенной коррозии (ЯК);

- появлению КП свойственна повторяемость на тех же участках и элементах, т. е. от ремонта к ремонту они появляются вновь, что говорит о недостаточной противокоррозионной защите или неполном их удалении;

- чаще всего усталостные трещины возникают от КП типа язва. Из всех отказов по причине КП их доля составляет 56 %”.

В таблице 1.1 приведено количество отказов, происходящих из-за развития разрушения усталостного характера, вызванного КП различного вида в элементах конструкции.

Таблица 1.1 — Число и причины отказов АТ вследствие коррозии [25]

Тип ВС	Конструкционная зона	
	Шасси	Планер
Ил-62	50% ЯК	20% ЯК
Ил-76	22% ЯК	44% ЯК
Ил-86	20% ЯК	38% ЯК
Як-40	64% ЯК	—
Ан-24	11% ЯК	11% ЯК, 22% фреттинг-коррозия
Ту-134	33% ЯК	44% ЯК
Ту-154	46% ЯК, 15% фреттинг-коррозия	—
Ан-12	68% ЯК	—

По данным работы [42] для самолёта Ил-62 наблюдались: поверхностная и расслаивающая коррозия внутренних поверхностей стрингеров фюзеляжа (шпангоуты №№ 69–74); поверхностная, РСК, язвенная стрингеров, обшивки, обода шпангоутов, профилей, стенки, дублёров, зашивки подпольной части фюзеляжа в районе задних туалетов (шпангоуты №№ 73–75); РСК крыла.

РСК стала одним из массовых видов коррозии с началом применения прессованных полуфабрикатов. Первые случаи отмечены в 70-е годы на самолётах транспортной и дальней авиации, а позднее и на вертолётах [7]. Прессованные панели из сплава Д16Т, имеющие склонность к РСК 8–10 баллов по ГОСТ 9.904, подвергаются в эксплуатации значительной коррозии в зависимости от агрессивности внешних атмосферных условий за год–десять лет [43]. Прессованные профили из сплава Д16Т могут разрушаться РСК за время менее 1 года. Даже в атмосфере слабой агрессивности признаки РСК отмечаются после 5–7 лет эксплуатации [44]. Существенные коррозионные поражения через 3,5–5 лет экспозиции наблюдаются в высокопрочных алюминиевых сплавах в условиях морского субтропического климата [45]. В работах А. А. Герасименко [7–8; 46–49] сделан обзор факторов, способствующих РСК, и приведен перечень

поражаемых ей элементов: это стрингеры, панели, лонжероны центроплана, крыла, фюзеляжа, стабилизатора; кронштейны навески рулей, главных стоек и створок опор шасси; лопасти воздушного винта; фитинги шпангоутов лонжеронов и балок шасси; профили разъёма панелей центроплана; клеесварные соединения фюзеляжа и стабилизатора; силовой набор кессона крыла и аккумуляторного отсека.

На самолётах типа Як-40 первые КП прессованных обшивок верхней и нижней поверхностей крыла были обнаружены уже через несколько лет после начала эксплуатации. На самолётах этого типа в условиях морского тропического климата уже в течение 2–3 лет начинает развиваться коррозия прессованных панелей верхней поверхности крыла, через 6 лет — и на нижней поверхности [50].

Для самолёта Ил-76 отмечена РСК после 8–10 лет эксплуатации на стрингерах и нижней панели крыла кессон-баков. Обычно силовые элементы центроплана, крыла и фюзеляжа некоторых типов ЛА повреждаются РСК через 5–10 лет эксплуатации. На Кубе, Ливии очаги РСК появляются через 2 года эксплуатации. В тропическом климате РСК в топливных баках обусловлена биокоррозией [7]. Очаги РСК на стрингерах и нижней панели крыла кессон-баков самолёта Ил-76 после 8–10 лет эксплуатации, полагают, связаны с застоем остатков обводнённого топлива и воздействием микроорганизмов. Проявления РСК имеют место чаще вблизи торцов деталей, кромок отверстий, мест стыковки элементов конструкции.

Результатом коррозии алюминия и его сплавов под воздействием микроскопических грибов является питтинговая коррозия, углубления и язвы округлой формы, глубокие ямы и колодцеобразные углубления, диаметр которых значительно меньше, чем их глубина [51]. По данным работы [52] для такого вида коррозии алюминиевых сплавов характерны общая коррозия и коррозионные язвы. Для сплава Д16Т большинство штаммов стимулируют язвенную коррозию, некоторые вызывают расслаивание.

Для самолёта Ту-154 по данным обзора [27] панели обшивки фюзеляжа имели большие области с общей коррозией, отдельные пятна и язвы различных

размеров. КП во всех случаях представлены язвами и питтингами, после 15 лет язвы имеют глубину 0.7 мм и наблюдается межкристаллитная коррозия (МКК). После 20 лет глубина язв достигает 1.1 мм (при толщине обшивки 2 мм). Имеются следы МКК, а вблизи отверстий под заклёпку наблюдаются очаги РСК. Сходные повреждения отмечены в работе [53]: после 11 лет эксплуатации характер поражения язвенный глубиной 0,3...0,4 мм (при толщине обшивки 1 мм); после 20 лет — слившиеся язвы или подповерхностная коррозия и МКК на глубину более половины сечения (при толщине обшивки 2 мм).

Щелевая коррозия имеет место в соединении стрингер — обшивка нижней части фюзеляжа. Как правило, коррозия в листах обшивки носит межкристаллитный характер, а в прессованном материале (стрингеры, фитинги и т.п.) — расслаивающий [2]. По данным работы [6] питтинговая коррозия является наиболее распространённым видом коррозии на сплавах Д16АТ в хлоридсодержащих средах, каким является фюзеляжный конденсат.

Согласно указанию Федеральной авиационной службы (ФАС) России в 1998 году для каждого эксплуатируемого экземпляра гражданского самолёта был введён Паспорт коррозионного состояния, поэтому все случаи КП по настоящее время документируются [42; 54–55]. Результаты обследований и статистика коррозионного состояния современного парка гражданских ВС представлены в ряде обзоров [6; 56; 57]. Установлено, что граничное значение наработки, при которой наблюдается максимальное число коррозионных повреждений, — 8 лет.

Для интенсивно эксплуатируемых современных пассажирских транспортных самолётов основным фактором, определяющим масштабы коррозионных повреждений, является эксплуатационная наработка, т. е. время непосредственной эксплуатации самолёта. Общее число КП и их размеры возрастают с увеличением наработки с начала эксплуатации. Интенсивность эксплуатации является основным фактором, определяющим масштабы развития коррозии [56]. Нет зависимости от региона эксплуатации и варианта применения самолёта. Для самолётов первого поколения (Ту-104, Ил-18) или других

назначений (Ан-2) [58] такой зависимости от наработки и количества ремонтов не было. Частота возникновения КП элементов конструкции воздушных судов первого поколения зависела от календарного времени эксплуатации [35, с. 81]. Данные факты могут быть объяснены увеличением интенсивности эксплуатации рейсовых самолётов и в связи с этим преобладающим перед остальными факторами влиянием увеличения количества температурно-влажностных циклов в эксплуатации.

В настоящее время конструкции из алюминиевых сплавов практически не применяются без защиты покрытиями. Дополнительное лакирование защитное покрытие бесцветным пентафалевым лаком 170 внешней поверхности самолётов конца 40-х начала 50-х годов, применение жёлтого лако-масляного грунта АЛГ-1 с добавкой алюминиевой пудры для покрытия внутренних поверхностей, грунта — эмали АЛГ-5 или грунта АЛГ-8, как показала практика, не исключало даже атмосферную коррозию ЛА [59]. Применение более совершенных систем покрытий на основе анодного оксидирования с наполнением хроматами, пассивирующих грунтовок типа ЭП-0215 и покровных эмалей типа ЭП-140 и ЭП-140М горячей сушки [13] несколько изменило характер коррозионной повреждаемости ВС следующего поколения с увеличенными ресурсами и сроками службы (снизилась повреждаемость внешних поверхностей, подполовых отсеков, практически устранена общая коррозия обшивки), но в целом, масштабы КП снизились недостаточно [60–62].

Для самолёта Ту-204-120 применялась основная система окраски внешней поверхности на основе грунтовки ЭП-0215 и современных полиуретановых покровных эмалей Aerodur CF 37047 или двух слоёв полиуретановой эмали Aerodur C21/100 UVR, однако при эксплуатации в Египте через 2 года проявилась коррозия верхних панелей стабилизатора и законцовочных профилей предкрылков, изготавливаемых из прессованного профиля [2].

Условия испытаний отдельных образцов алюминиевых сплавов с защитным лакокрасочным покрытием существенно менее жесткие в сравнении с условиями эксплуатации АТ вследствие отсутствия механических повреждений и износа.

Тем не менее, при экспонировании современных покрытий в условиях умеренного климата коррозионные разрушения появляются после 8 лет, в условиях тропиков на Кубе на идентичных образцах — через 3 года [50].

Коррозия составляет основную и наиболее затратную проблему в обеспечении длительной эксплуатации и зарубежной техники [5; 17].

Основным способом устранения очагов коррозии и восстановления работоспособности деталей ЛА является удаление продуктов коррозии механическим способом с последующим нанесением лакокрасочного покрытия [47].

## **1.2 Нормативная база и состояние практики решения проблемы коррозионных повреждений авиационной техники**

Требования обеспечения прочности при наличии коррозии определены действующими Нормами лётной годности, в частности, §25.571(a) АП-25 [22; 23] «Оценка допустимости повреждений и усталости конструкции»: “Оценка прочности, проектирования элементов и качества производства должна показать, что катастрофического разрушения вследствие усталости, коррозии, производственных дефектов или случайного повреждения можно избежать в течение всего срока эксплуатации самолёта”.

Очевидно, что выполнение требований Норм возможно лишь при наличии соответствующих методов и средств оценок возможных повреждений.

В проекте МОС [24] раздел 6 «Допустимая наработка основных силовых элементов» предписывает (рекомендует):

**“6.17** Практическая невероятность возникновения предельного состояния от случайных и производственных повреждений достигается:

... применительно к возможному наличию случайных эксплуатационных повреждений и коррозионных повреждений (для коррозии в особо ответственных элементах) — посредством установления в качестве наработки до первого осмотра величины интервала между осмотрами, определяемой на основе

длительности роста трещины от максимального необнаруживаемого размера до критического.

**6.18.1** Допустимая наработка по условиям коррозионной прочности до первого осмотра и допустимая наработка между осмотрами устанавливается в единицах календарной продолжительности эксплуатации (в годах). В соответствии с этим устанавливаются сроки проведения необходимых замен, доработок и осмотров в пределах назначенного ресурса.

**6.18.2** Средние значения времени до возникновения, а также времени длительности роста возможных коррозионных повреждений должны определяться на основе анализа и обобщения данных по опыту эксплуатации аналогичных конструкций в условиях, близких к рассматриваемым, с учетом имеющихся экспериментальных материалов по испытаниям в коррозионной среде образцов и элементов конструкций и в зависимости от следующих факторов:

- ожидаемой эффективности специальной защиты и покрытий материала;
- оценки возможности случайного удаления защиты (например, в зонах перемещения грузов);
- чувствительности материала к коррозии под напряжением;
- чувствительности материала к другим видам коррозии;
- климатической зоны ожидаемых условий эксплуатации и степени агрессивности окружающей среды;
- характеристик нагруженности.

**6.18.3** Допустимая наработка до первого осмотра и величины интервалов между осмотрами в эксплуатации определяются по оценкам средних длительностей, проведенным в соответствии с п. 6.18.2, с учетом надежности используемых данных. Должны быть приняты необходимые запасы для учета возможных отклонений от средних значений.

При установлении допустимых наработок тщательные осмотры рекомендуется проводить не реже, чем со следующей периодичностью:

- внешних поверхностей конструкции — ежегодно;

- внутренних элементов конструкции в местах возможного накопления влаги — один раз в 2–4 года.

Обязательные осмотры внутренних элементов конструкции проводятся не реже одного раза в 8–10 лет.”

Таким образом, в нормативных документах для решения проблемы коррозионных повреждений конструкции планера предлагается использовать опыт эксплуатации самолётов-аналогов; указаны факторы, которые необходимо учитывать при установлении периодичности осмотров; рекомендуются значения максимальных интервалов между осмотрами. Но в отличие от других возможных в эксплуатации повреждений размеры допустимых по условию прочности коррозионных дефектов, за исключением п.6.17 [24], recommending replacement of CP by a crack, it is impossible to establish (the content of the section can be compared with the methodological processing in the MOC of the problem of strength and durability in the presence of damage of the type of cracks).

Обзор современной практики решения проблемы выполнен в работе [63]:

“Многие ОКБ применяют принцип “допустимости возникновения и роста коррозионных повреждений” с определением условий (осмотрами) обеспечения безопасности эксплуатации при наличии таких повреждений;

предельное состояние или уровень допустимых коррозионных повреждений очень часто чётко не регламентированы;

условия обеспечения безопасности определяются, как правило, только на основе анализа опыта эксплуатации самолётов–аналогов ОКБ Разработчика и самолётов-аналогов других ОКБ.

Каких-либо конкретных методов или методик по определению частоты осмотров при разработке программ контроля и предупреждения коррозии, по установлению сроков службы основным силовым элементам планера отечественных самолётов транспортной категории по условиям коррозионной прочности в практике отечественных ОКБ в настоящее время нет”.

В России и за рубежом пределом допустимого КП плоских элементов типа обшивок крыла и фюзеляжа принято считать снижение толщины на 10% [17; 64].



При превышении вследствие зачистки коррозии этой величины конструкционный элемент должен быть заменён. Дефект такого рода после устранения коррозии и восстановления защитного покрытия считается безопасным и не требует усиления повреждённого элемента.

Среди ведущих специалистов отрасли распространено мнение, что проблема обеспечения безопасности эксплуатации АТ с коррозией может быть решена полностью на основе опыта эксплуатации [64].

Опыт эксплуатации позволяет определить места преимущественных коррозионных поражений планера (например, для пассажирских самолётов это зоны кухонь, туалетов, багажных отсеков), типичные виды коррозии для применяемых материалов, получить данные по кинетике возникновения КП в конкретных эксплуатационно-климатических условиях. Сбор и анализ такого рода информации необходимы для совершенствования систем антикоррозионной защиты применительно к конкретным условиям функционирования отсека или агрегата, обобщают опыт проектных решений, но для новых разработок более полезен положительный опыт создания и эксплуатации конструкций и систем защиты без существенных коррозионных проблем. Мониторинг коррозии и условий эксплуатации, безусловно, необходим для установления периодичности осмотров, но сам факт работы конструкции с КП конкретных вида и размеров применим для оценки возможности и длительности безопасной эксплуатации воздушного судна лишь в достаточно сходных обстоятельствах.

Опыт эксплуатации во многих аспектах не может быть заменён ни чем иным — все авиационные фирмы-разработчики АТ используют опыт эксплуатации в коррозионно-климатических условиях всего мира созданных фирмой ЛА. Но очевидны и ограничения подхода: в частности, возможно ли текущей практикой определить пределы повреждений, так как опыт, по определению, предполагает и негативные исходы?! Доля авиационных происшествий только по коррозии и усталости конструкций в 1971–1979 гг. составляла 21,4%, в 1979–1983 — 38,7% [1]. Можно ли практикой установить единую меру для КП различных видов и конфигураций, определяющую

длительность безопасной эксплуатации, и наконец, как определить допустимость повреждений для новых материалов, характеристики которых отличаются от апробированных на практике?

Оценка остаточной долговечности конструкций или конструктивных элементов с натурными КП иногда проводится стендовыми лабораторными испытаниями. При больших затратах на испытания натуральных изделий эффект невелик, так как отдельными результатами, как и случаями в эксплуатации, нельзя покрыть всё многообразие вероятных проявлений коррозии.

Очевидно, что такого рода задачи должны решаться с привлечением экспериментальных и расчётных исследований конструкций с КП.

### 1.3 Обзор методов оценки прочности с учётом коррозии

Для металлических материалов АТ в настоящее время “...оценка общей коррозии базируется на стандартах ГОСТ 9.913, *ASTM B 117*, *ASTM G-85*, межкристаллитной коррозии — на стандартах ГОСТ 9.021, ГОСТ 6032, *MIL-H-6088*, питтинговой коррозии — на стандартах ГОСТ 9.904, *ASTM G-46*, расслаивающей коррозии — на стандартах ГОСТ 9.904, *ASTM G-112*, *ASTM G-34*. Данные стандарты характеризуют воздействие коррозионной среды на металл без учёта внешних механических воздействий. Для оценки совместного воздействия напряжений, создаваемых внешними нагрузками, и коррозионной среды разработаны стандарты на коррозионное растрескивание — ГОСТ 9.019, *ASTM G-44*, *ASTM G-38*, *ASTM G-39*, *ASTM G-49*. При испытаниях на коррозионное растрескивание механические напряжения в исследуемых образцах реализуются за счёт приложения заданной постоянной деформации или постоянного напряжения” [29; 66]. Однако “...отсутствуют стандартные методы, определяющие снижение прочности, включая усталостную, конструкции из-за коррозии ...” [29].

Впервые влияние КП на статическую прочность дуралюминов исследовалось С. Е. Павловым (ВИАМ) [33]. КП имитировались круглыми

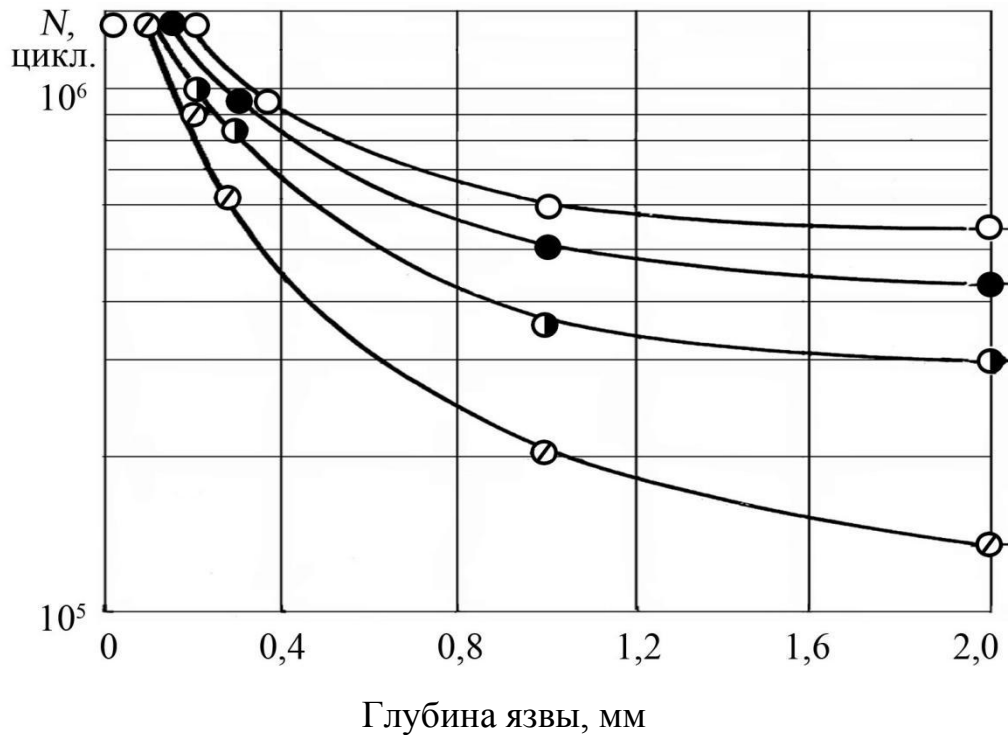
в плане кратерами, создаваемыми травлением соляной кислотой. Было установлено, что статическая прочность дуралюминов не снижается при глубине коррозионных кратеров меньших или равных 6...8% для неплакированного и 8...10% для плакированного материала. С. Е. Павловым были начаты исследования влияния предварительной коррозии на сопротивление усталости сплава Д16Т. Было показано, что при глубине повреждения менее 6% при симметричном изгибе гладких плоских образцов долговечность не снижается.

Попытка связать количественные и геометрические характеристики КП со статической прочностью и выносливостью алюминиевых сплавов была сделана Н. Ф. Воронкиным (КИИГА) [37; 67]. Исследовались сплавы Д16Т (пруток), Д16АТ, Д16АТВ (листы толщиной 1...3 мм), образцы с заклёпочными швами. Усталостные испытания выполнялись в условиях лабораторного воздуха в исходном состоянии и в средах 3%-го раствора NaCl и водных растворов суперфосфата. КП создавались по методике С.Е. Павлова и представляли собой осесимметричные язвы с различными соотношениями диаметра по поверхности и глубины, круглые в плане.

Статические испытания на растяжение показали, что влияние кратеров начинает сказываться при относительной глубине в 10%; наиболее резко при наличии кратеров изменяется относительное удлинение, предел прочности снижается примерно пропорционально увеличению глубины КП. Выводы согласуются с данными С.Е. Павлова.

Результаты усталостных испытаний на симметричный изгиб показали зависимость циклической долговечности ( $N$ ) как от глубины, так и диаметра кратера (рисунок 1.1).

В случае множественных КП, при относительной к поверхности рабочей части образца плотности одинаковых кратеров менее 0,1, в пределах 95%-го доверительного интервала средняя долговечность определяется единичным кратером. При наличии кратеров различных размеров снижение долговечности определяется размером генерального (самого крупного) кратера.



Диаметры язвы: 1,3 (○); 2,0 (●); 3,5 (◐); 5 (◑) мм

Рисунок 1.1 — Зависимости циклической долговечности образцов из листа Д16АТ толщиной 2 мм с коррозионными язвами при симметричном изгибе с амплитудой  $\sigma_a = 113$  МПа от глубины и диаметра язвы [37]

В работе также рассмотрены соотношения долговечностей образцов с КП с долговечностью образцов с заклёпками. Предельная величина КП определялась из условия равной вероятности разрушения обоих видов образцов. Исходя из результатов испытаний, предложена дифференциация КП на три группы по степени их влияния на выносливость элементов клёпаной конструкции из листового дуралюмина:

I — КП, не влияющие на усталостную и коррозионно-усталостную прочность гладких образцов;

II — КП, не снижающие долговечность клёпаных образцов;

III — КП, снижающие долговечность клёпаных образцов.

Исследования А. И. Радченко (КИИГА) [35] эксплуатационных повреждений обшивок первых пассажирских самолётов с гермокабинами (Ту-104, Ил-18) показали, что на обшивке самолётов обнаруживаются различные виды коррозии: равномерная, язвенная, межкристаллитная и др. Наиболее часто, при небольших поражениях порядка 3% и менее толщины листа, коррозия имела

близкий к равномерному характер. Коррозионные язвы на начальных стадиях развития имеют полусферическую форму, затем они становятся эллипсообразными. При большой глубине язвы увеличивается вероятность межкристаллитной коррозии.

Моделирование таких видов коррозии и испытания выполнялись на образцах корсетной формы шириной 32 мм и радиусами вырезки 50 мм. Коррозионные повреждения создавались методом анодной поляризации с одной стороны образца и представляли собой полосу на всю ширину образца квазиравномерной коррозии, площадь повреждённой поверхности составляла 24 см<sup>2</sup>.

Испытаниями образцов с искусственно выращенными повреждениями были получены кривые выносливости для глубин 3, 6, 10, 20 и 30%. За меру коррозии была принята средняя относительная глубина коррозии. Долговечность сравнивалась с долговечностью гладких образцов и элементов обшивки с отверстиями. Предельная величина КП определялась из условия равной вероятности разрушения по свободному отверстию и по повреждению.

Повреждения язвенной коррозией распространены в практике эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей; ЦИАМ разработан специальный ОСТ 1 02506-84 [68], определяющий использование лопаток компрессора, повреждённых коррозией. Влияние коррозии согласно положениям ОСТа определяется исходя из отношения пределов выносливости новых лопаток и лопаток с коррозией в зависимости от глубины коррозии. Полагают, что глубина КП однозначно определяется площадью (диаметром) на поверхности.

В ОСТ 1 02569-85 [69] коэффициент влияния коррозии в оценке предела выносливости определяется по ОСТ 1 02506-84 или при отсутствии экспериментальных данных по формулам:

$$\beta_{\text{кор}} = 0,055 - 0,6 \log h \text{ при } h \geq 0,04 \text{ мм;}$$

$$\beta_{\text{кор}} = 0,9 \dots 1,0 \text{ при } h < 0,04 \text{ мм,}$$

где  $h$  — глубина наиболее крупного КП.

Влияние язвенной коррозии рабочих лопаток паровых турбин и компрессоров судовых газотурбинных установок на предел выносливости при консольном изгибе в работе [70] оценивалось с помощью меры величины повреждения — диаметра по поверхности, связанного по результатам исследования с глубиной соотношением  $d = 3,27/h$ .

Было обнаружено, что при отношении шага к диаметру более двух влияние множественности язвин на сопротивление усталости не проявляется.

Исходя из анализа результатов работы Н. Н. Воронкина [37; 67] и собственных экспериментальных исследований, автором (совместно с В. В. Дубининым и Л. П. Пауловой) было предложено использовать для оценки остаточной усталостной долговечности по моменту зарождения трещины на повреждениях типа язвенной и расслаивающей коррозии произвольных конфигураций комплексную характеристику размера и формы повреждения — площадь сечения миделя ( $F$ ) [71] и использовать процедуры интерполяции для построения стандартных кривых усталости металла с заданными мерой размерами повреждения, а в работе [72] — более универсальный параметр, применимый для диапазона толщин,

$$f = F/t^2, \quad (1.1)$$

где  $t$  — толщина неповреждённого коррозией металла. Основания выбора данных вариантов меры приведены в п. 3.1.

В работах [73–77] для оценки язвенной коррозии, превышающей глубину 10%, предлагается использование следующих мер повреждения:

а) относительного объёма корродированного материала

$$V'_{\text{кор}} = \frac{V}{B \cdot B \cdot t}, \quad (1.2)$$

где  $V$  — объём корродированного материала,

$B$  — ширина образца;

б) относительной глубины коррозионного поражения  $h'_{\text{кор}} = \frac{h}{t}$ ,

где  $h$  — максимальное значение глубины КП;

в) максимального теоретического коэффициента концентрации напряжений  $K_T$ , определяемого без учёта неровности корродированной поверхности;

г) относительной площади в плане  $S/h^2$ .

Как и в работе [71] в основе предложений лежат регрессионные зависимости циклической долговечности от параметра КП, исходя из которых строятся кривые усталости для заданного мерой размера повреждения. Возможность этого даёт наблюдаемая в эксперименте близкая к функциональной связь между циклической долговечностью образцов с КП и значениями  $F$ ,  $h'_{кор}$  и  $V'_{кор}$ . Коэффициенты корреляции для линейных регрессионных зависимостей по данным работы [74] находятся в диапазоне 0,87...0,99 для рассмотренных наборов экспериментальных данных и практически не отличаются по величине для всех перечисленных мер.

Разработка метода основана на результатах усталостных испытаний с моделированием язв по методике С.Е. Павлова, что, можно полагать, имело следствием форму повреждения близкую к осесимметричной.

Допустимость КП предложено оценивать посредством сравнения соответствующих эффективных коэффициентов концентрации напряжений (или коэффициентов усталости [78;79]) на базе ограниченных пределов выносливости.

Обзор применяемых за рубежом подходов к оценке усталостной долговечности металлов с КП представлен в работе [17]. В таблице 1.2 по данным этого и других известных источников собраны вместе все определяющие долговечность геометрические параметры (меры величины) одиночных поверхностных КП типа язв, питтингов и расслаивающей коррозии.

Таблица 1.2 — Характеристики коррозионного повреждения

Авторы модели	Год	Вид повреждения	Мера	Материал
С. Е. Павлов [33]	1949	язва	глубина	Д1, Д16Т
Н. Ф. Воронкин [67]	1962	язва	глубина и диаметр	Д16Т
А. И. Радченко [35]	1974	равномерная	глубина	Д16Т, Д16АТ, Д16АТВ
ЦИАМ [68;69]	1984	язва	глубина (диаметр)	-
В. В. Дубинин, А. Н. Тимофеев [71]	1991	язва, РСК	площадь миделя	Д16Т, 1163Т, Д16АТВ, В95Т1
А. И. Лебедева и др. [70]	1992	язва	диаметр (глубина)	сталь 20Х13
<i>R. Perez</i> [17]	1997	питтинг	глубина и расстояние между питтингами	7075-Т7451, лист 6,35 мм; 2124-Т851, лист 6,35 мм
<i>R. Perez</i> [17]	1997	питтинг	глубина наиболее крупного питтинга	-
<i>N. Scheuring, A. F. Grandt</i> [17]	1999	питтинг	глубина и неровность поверхности	2024-Т, лист 2,2 мм
<i>E. J. Tuegel, T. B. Mills</i> [17]	2002	питтинг	потеря массы	7075-Т6, лист
<i>P. K. Sharp</i> [17] <i>G. Clark et al.</i> [17]	2000	РСК	глубина + межкристаллитная трещина	2024-Т351, лист 6мм; 7075-Т651, лист 6мм
<i>J. P. Komorowski et al.</i> [17]	1997	каверна (язва)	объём продуктов коррозии/глубина	-
<i>N. C. Bellinger et al.</i> [17]	2001	питтинги	средняя глубина	плакированный 2024-Т3
<i>T. B. Mills et al.</i> [17]	2002	питтинги	глубина питтинга и топография поверхности	-
<i>P. W. Whaley</i> [17]	2001	каверна	глубина и площадь	плакированный 2024-Т3
<i>E. A. Birt et al.</i> [80]	2007	питтинг	глубина или площадь сечения	плакированный 2024-Т3
А. П. Зубарев и др. [74]	2007	язва	глубина или объём	1163Т
К. Э. Акопян и др. [73; 75]	2008	язва	глубина, или объём, $K_t$ , $K_{эф}$ , $S/t^2$	Д16чАТ



#### 1.4 Анализ методов оценки. Нерешённые вопросы

1. Согласно определению допустимой наработки по условиям сопротивления усталости и развития усталостных трещин в п. 6.1 МОС АП 25.571-А [24] “возникновение предельного состояния каждого критического места основных силовых элементов должно быть практически невероятно в пределах наработки, установленной по принципу безопасного ресурса, или допустимой наработки до начала осмотров, интервалов между осмотрами и установленной допустимой наработкой в эксплуатации”. Пункт 3.1 [24] требует: “Должно быть обеспечено и подтверждено, что повреждения конструкции, которые могут непосредственно привести к аварийной или катастрофической ситуации, в пределах ограничений, устанавливаемых в эксплуатационной документации, практически невероятны”. Из определений следует, что уровень безопасности ВС не должен снижаться с появлением КП в принятом в эксплуатации интервале осмотров до момента, когда такое повреждение может быть надёжно обнаружено, и это должно быть подтверждено.

Известны следующие подходы к определению допустимых размеров КП:

- по опыту эксплуатации [63],
- заменой коррозионного повреждения эквивалентной трещиной [24; 65],
- равной вероятности усталостного разрушения по критическому месту и по повреждению [37; 67; 81; 82],
- равенства эффективных коэффициентов концентрации напряжений элемента с повреждением и критического места конструкции [73].

Требования практической невероятности и её подтверждения выполнимы при замене КП трещиной для конструкций, безопасность которых обеспечивается по принципу допустимости повреждений, но за счёт увеличения частоты осмотров, затрат на техническое обслуживание и ремонт, и не всегда выполнимы таким приёмом для конструкций, эксплуатация которых основана на принципе безопасного ресурса.

При определении допустимости КП по опыту эксплуатации распространить опыт можно только на точно такие же повреждения. Для повреждений, отличающихся видом коррозии, формой, положением и (или) условиями работы детали в конструкции, это становится проблематичным. Допустимая величина КП зависит от степени выработки ресурса, поэтому для сравнения могут быть использованы повреждения, возникшие на близких по выработке этапах эксплуатации. Доказательство практической невероятности предельного состояния методами математической статистики возможно только при соответствующих значительных объёмах выборок. Практикой нельзя выявить пределы допустимости.

Четвёртое предложение, по сути, сводится к третьему — равной вероятности усталостных разрушений от повреждения и от критического конструктивного концентратора напряжений. Однако обозначив вероятности этих совместных событий, соответственно,  $P(\Pi)$ ,  $P(K)$  и  $p$  как исходную для сравнения вероятность разрушения неповреждённой конструкции, получим вероятность для конструкции с повреждением

$$P = P(\Pi) + P(K) - P(\Pi) \cdot P(K) = p(2 - p),$$

т. е. происходит увеличение вероятности разрушения (примерно в два раза при малых вероятностях и в полтора при равенстве долговечностей зон концентратора и повреждения, соответствующих вероятности разрушения 0,5).

Данная ситуация имеет место, когда конструкция до появления повреждения не имеет наработки и эксплуатируется, теоретически, до разрушения с вероятностью  $p$  по критическому месту или повреждению. Снижения безопасности может не быть при более коротких интервалах между осмотрами, при которых повреждение должно быть обнаружено и эксплуатация ВС остановлена, т. к. усталостная наработка зоны повреждения по условию периодичности контроля не может превышать длительности интервала. Но возникает вопрос: при какой наработке до обнаружения повреждения и при какой длительности интервала между осмотрами уровень безопасности конструкции не будет снижен? Снижение ниже нормативного уровня

недопустимо, а для каждого потенциально опасного случая необходимо подтверждение безопасности.

2. Из требования практической невероятности следует необходимость использования вероятностного подхода для оценки допустимости. Это, в свою очередь, требует знания функции распределения долговечности для каждого случая повреждения. Определение такой функции по выборке эксплуатационных КП или по результатам усталостных испытаний с моделированием КП и условий работы материала в конструкции выполнимо известными статистическими методами, если вид и величину повреждения связать с долговечностью поврежденного элемента. Известен ряд параметров — геометрических характеристик КП для измерения величины повреждения с целью оценки усталостной долговечности (см. таблицу 1.2). Для одиночных коррозионных язв мерой повреждения могут служить: глубина, диаметр или площадь повреждения, глубина и характеристика корродированной поверхности, объём или масса поражённого коррозией металла, максимальный теоретический коэффициент концентрации напряжений на повреждении, определяемый без учёта неровности корродированной поверхности и др. Обилие предложений отражает отсутствие достаточных оснований для предпочтительного выбора меры повреждения. Из распределений концентрации напряжений на моделях коррозионных язв различной формы, полученных в работе [83] (результаты данной работы — исследования НДС зон повреждений представлены ниже в главе 2, см. рисунок 2.6), следует несогласованность данных мер в отношении влияния на усталостную долговечность [84]. Например, при удлинении в направлении действия нагрузки или увеличении ширины язвы концентрация напряжений снижается, что согласно критерию максимальной концентрации напряжений должно бы приводить к увеличению усталостной долговечности, но объём и масса корродированного металла при этом растут, а это в соответствии с выводами исходных работ должно снижать долговечность. Критерий “глубина” при тех же условиях может оставаться неизменным. Противоречия отсутствуют только в случае применения данных мер для повреждений подобных по форме,

но в этом случае, в силу функциональной зависимости, любой геометрический параметр полностью определяет все остальные размеры. Из этого следует, что оценка долговечности детали с КП на базе результатов эксперимента с отличающимися от него по форме повреждениями с применением перечисленных мер может быть неверной. Пример тому можно получить на данных эксперимента Н.Ф. Воронкина [37; 67] (см. рисунок 1.1) с коррозионными язвами различных соотношений диаметра на поверхности и глубины. Для характеристики наблюдаемых в реальных условиях вариаций форм повреждений и видов коррозии необходима более универсальная мера.

Характеристика размера повреждения, определяемая зависимостью (1.2), в которой присутствуют геометрические размеры образца для испытаний, не может быть универсальной мерой, применимой к элементам, отличающимся от образца по конструктивным параметрам.

Для повреждений различных геометрических форм в некоторых работах предлагается использовать сразу несколько характеризующих размеров, а для обширных зон повреждений общей коррозией — некоторые осреднённые величины. Методы оценок с применением интерполяции по нескольким измерениям, определяющим конфигурацию повреждения, непрактичны и ограничивают формы рассматриваемых повреждений производными от форм повреждений на границах интервалов интерполяции. Для более сложных конфигураций они не применимы.

Возможность использования осреднённых характеристик обширной зоны коррозии, например, типа квазиравномерной с рядом выраженных нерегулярностей поверхности отвергается очевидным и подтверждаемым экспериментами в [67; 70] и работе Р. Переза (*R. Perez*) [17] фактом, что усталостная долговечность в основном определяется наиболее крупным (генеральным) кратером. В случае многих очагов коррозии соседнее повреждение может существенно изменить НДС рассматриваемой зоны при достаточно близком его расположении и тогда присутствие “расстояния между питтингами” или “топографии поверхности” в моделях вполне оправдано. Очевидно, что такие

случаи следует оценивать, исходя из решений задач для их составляющих, т. е. одиночных повреждений.

3. В работах [73; 75] оценку допустимости повреждения в конструкции предлагается выполнять сравнением эффективных коэффициентов концентрации ( $K_{эф}$ ) зоны повреждения и эталонного образца со свободным отверстием с отношением ширины к диаметру отверстия 6:1. Пример такого сравнения представлен на рисунках 1.2 и 1.3.  $K_{эф}$  на базе  $10^5$  циклов определяли по экспериментально полученной зависимости циклической долговечности от любой из нескольких предложенных характеристик повреждения или по зависимости от максимального теоретического коэффициента концентрации зоны повреждения ( $K_T$ ). Последний коэффициент, в свою очередь, для любых форм коррозионных язв предлагается устанавливать по единой зависимости, показанной на рисунке 1.4, от относительной глубины.

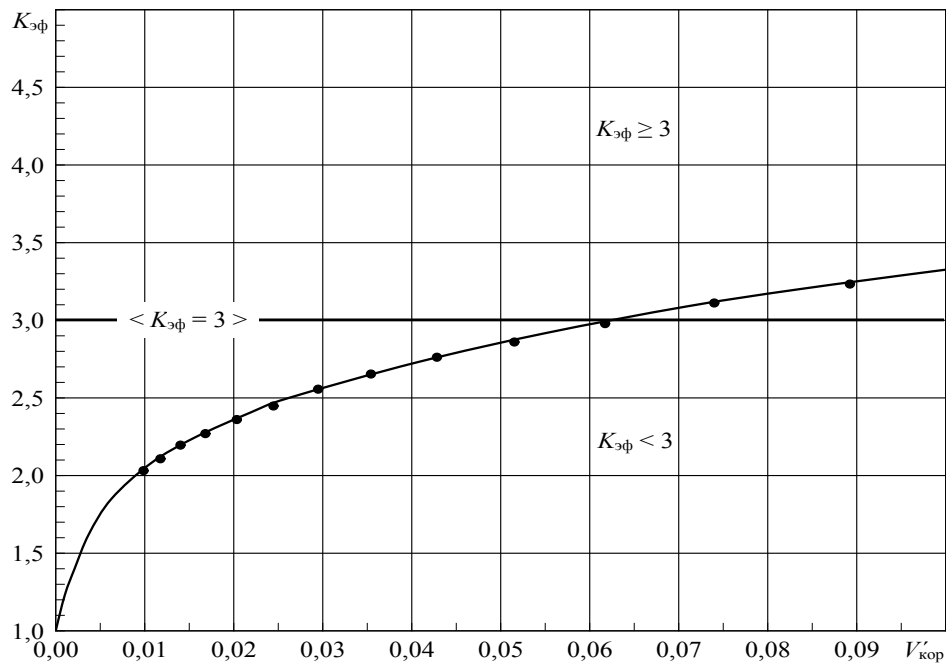


Рисунок 1.2 — Зависимость  $K_{эф}$  от  $V'_{кор}$  для образцов из материала Д16АТ с коррозионным дефектом на базе  $10^5$  циклов [73; 75]

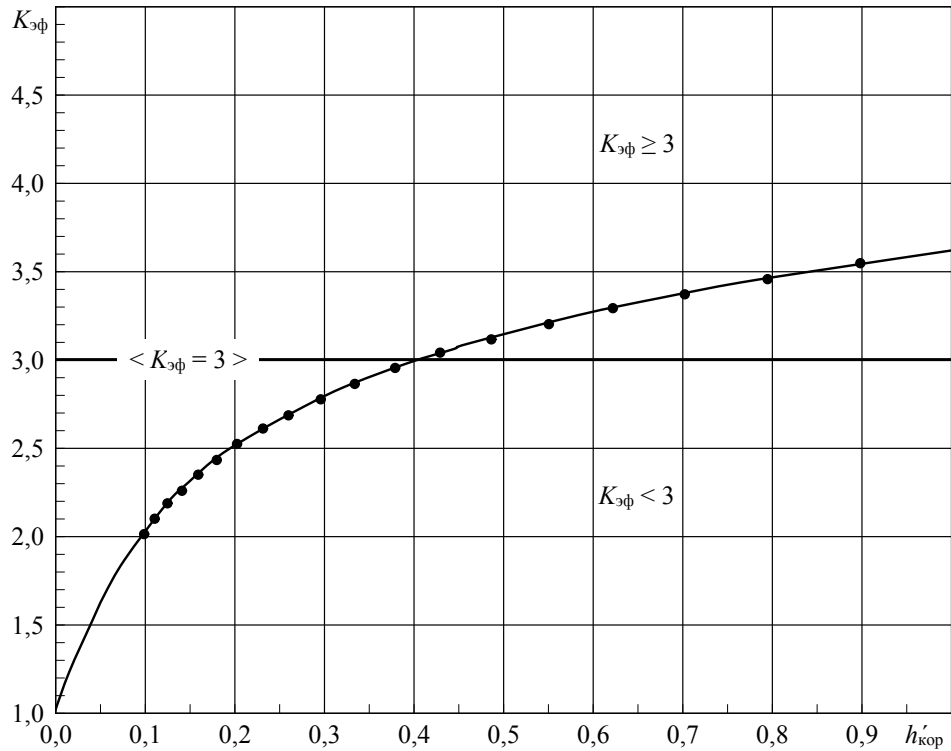


Рисунок 1.3 — Зависимость  $K_{эф}$  от  $h'_{кор}$  для образцов из материала Д16АТ с коррозионной язвой на базе  $10^5$  циклов [73; 75]

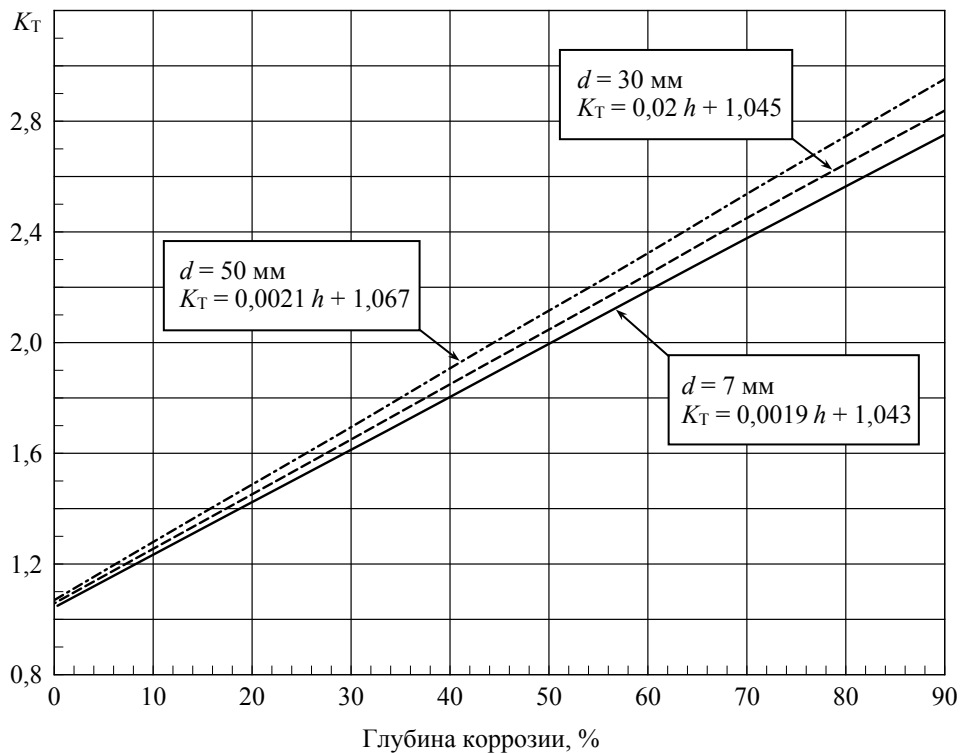
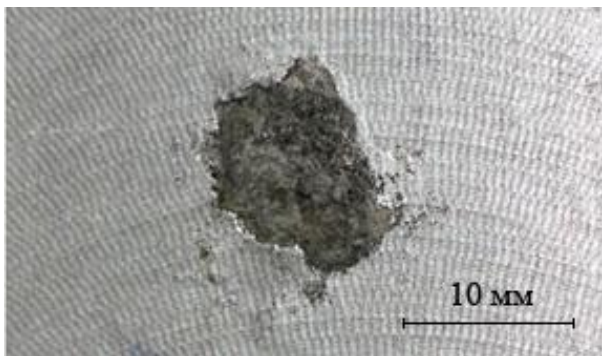


Рисунок 1.4 — Зависимость теоретического коэффициента концентрации напряжений от глубины язвы при различном диаметре [73; 75]

Следовательно, полагали, что усталостная долговечность зоны повреждения зависит только от максимального коэффициента концентрации напряжений.

Однако концентрация напряжений зависит и от общей формы язвы [83] (причём концентрация выше для более крутых язв) и от неровностей корродированной поверхности. Нетрудно убедиться, что при использовании данной процедуры можно получить превышение  $K_{эф}$  над величиной  $K_T$ , что сами авторы посчитали обусловленным деградацией свойств материала в зоне КП. Имеется значительное число работ, например [85–88], где показано, что усталостная долговечность и, в частности,  $K_{эф}$  не могут быть определены одним лишь значением максимальной концентрации напряжений. Предлагаемое объяснение явления превышения эффективным коэффициентом теоретического коэффициента концентрации за счёт дополнительного, неопределяемого в процедуре исходных измерений коррозии фактора — “деградации металла в зоне коррозии” — указывает на неполноту описания физического явления предлагаемой моделью.

4. Практически все повреждения конструкции планера можно отнести к двум основным видам: КП на поверхности элемента в некотором отдалении от кромок и КП на кромке. На рисунке 1.5 показаны примеры КП натуральных конструкций.



Коррозионная язва на нижней панели  
ОЧК со стороны топливного бака



Коррозия кромки нижней полки  
лонжерона ОЧК крыла

Рисунок 1.5 — Примеры повреждений на поверхности и кромке

Случаи коррозии на кромках наиболее часты вследствие повышенной дефектности при нанесении защитного лакокрасочного покрытия на острую грань (“непрокрашивание”), а также вследствие повреждений защитных покрытий персоналом при техническом обслуживании. Результаты исследований

кромочных повреждений в литературных источниках не обнаружены, задача требует своего решения.

5. Не исследовались случаи повреждений в зонах конструктивной концентрации напряжений.

6. Известны лишь самые элементарные исследования (см. таблицу 1.2 и работу [89]) долговечности материалов, повреждённых расслаивающей коррозией; результаты исследований при наличии кромочных повреждений РСК также отсутствуют.

7. В известных подходах техническое диагностирование ВС по критерию коррозии сводится к определению вида технического состояния по факту осмотра: работоспособен повреждённый элемент или неработоспособен? При этом объём ремонта и дальнейшая судьба ВС зависят от случайных факта и степени повреждения коррозией. Возможность нарушения лётной годности вследствие коррозии на этапе до момента осмотра не исключается, как не рассматриваются и пути её сохранения.

Обычно интервалы осмотров определяются на основе предыдущего опыта эксплуатации с помощью экспертных оценок при планировании регламента технического обслуживания в соответствии с рекомендациями совместного документа изготовителя и эксплуатанта. Установление периодичности осмотров в [24] предлагается осуществлять с помощью формального применения рейтинговых коэффициентов трех степеней, учитывающих условия окружающей среды, виды возможной коррозии, склонность применяемых конструкционных материалов к коррозии и применяемые защитные и антикоррозионные покрытия. В зависимости от сочетания параметров назначаются осмотры с интервалами 2, 4, 8 лет или зона может не осматриваться на предмет наличия коррозии. Однако коррозионное состояние отдельных экземпляров, даже эксплуатирующихся в одинаковых условиях, как правило, сильно различается. Следствием этого является фактическое завышение объёмов ТОиР большинства экземпляров парка и допуск возможности тяжёлых, вплоть до неремонтопригодности, форм ремонтов отдельных экземпляров.



### 1.5 Выводы по главе 1

1 Известные методы контроля технического контроля состояния конструкции ЛА по критерию коррозии не способны обеспечить полное выполнение требований Норм лётной годности о практической невероятности предельного состояния и возможности её подтверждения. Не исключаются случаи отступления от нормативного уровня безопасности. Основные причины этого — применение не соответствующих Нормам определений условий допустимости КП, отсутствие адекватной естественной вариации форм, видов и положений в конструкции повреждений меры и фактическое игнорирование вероятностного характера явлений усталости металлов и коррозии.

2 Требования к мере включают: универсальность, точность, обеспечивающую, по меньшей мере, консервативность оценки усталостной долговечности, и практическую возможность измерения.

3 Из положений Норм вытекает необходимость вероятностного подхода к определению прочности силовой конструкции с КП. Используемые в оценке предельного состояния характеристики сопротивления усталости рассматриваемых элементов вследствие этого должны устанавливаться на вероятностной базе.

4 Управление коррозионным состоянием в рамках имеющихся средств ТОиР возможно путём назначения интервалов осмотров. Резервом снижения затрат и повышения показателей готовности АТ являются исключение тяжёлых форм ремонтов и ограничение частоты осмотров допустимым для ожидаемых коррозионно-климатических условий эксплуатации уровнем.

## ГЛАВА 2 МОДЕЛИ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ. МЕТОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МОДЕЛЕЙ

### 2.1 Исходные положения

1. Согласно имеющимся в настоящее время классификациям коррозии по различным признакам: механизму процесса, условиям протекания, характеру коррозионного разрушения и т. п. — существуют до 40 её видов [6; 90; 91]. Для целей работы важны вне зависимости от происхождения повреждения его характеристики, определяющие сопротивление усталости. Это предполагает разделение повреждений на две основные группы: коррозия с образованием трещины (коррозия под напряжением, коррозионное растрескивание, межкристаллитная коррозия) и коррозия, создающая язву (кратер) с растравленной поверхностью, но без трещин (питтинг, коррозионная язва, каверна, получившаяся в результате, например, щелевой коррозии в нахлесточном соединении, очаг расслаивающей коррозии и т. п.). Для первой группы видов коррозии естественно рассматривать КП как начальную трещину, которая далее под действием эксплуатационного спектра нагрузок развивается как магистральная усталостная трещина; долговечность элемента и конструкции в целом может быть оценена методами механики трещин. Повреждение второй группы предполагает наличие инкубационной стадии до зарождения усталостной или коррозионно-усталостной трещины. Длительность этой стадии, как правило, много больше длительности развития трещины. Именно она составляет предмет исследований данной работы.

2. Как исходный для разработки рассматривается случай предварительной коррозии — возникновение КП предшествует последующему циклическому нагружению металла. На базе этого случая рассматриваются более общие.

3. Имея в виду, что кривые усталости отнулевого цикла в используемых в настоящее время методиках [15; 92] являются основой для оценок усталостной долговечности конструкций при эксплуатационных спектрах нагружения, экспериментальные исследования выполнены в условиях регулярного одноосного

нагружения образцов и элементов отнулевым циклом. Данный тип изменения во времени нагрузок соответствует наддуву гермокабины (фюзеляжа) — наиболее поражаемого коррозией агрегата воздушного судна. Однако нет принципиальных трудностей имитации эксплуатационных спектров нагружения при возможностях современного испытательного оборудования.

Одноосное НДС реализуется на кромках продольного и поперечного набора фюзеляжа, крыла и оперения.

4. Рассматривается одиночное КП, т. к. в случае нескольких и не имеющих общей границы зон коррозии возможно прямое применение предлагаемых ниже методов для композиции каждого КП с ещё одним или всеми другими повреждениями. При сложных конфигурациях повреждений, например, при анализе лидирующего питтинга расслаивающей коррозии, задача сводится к случаю КП в поле напряжений первичной язвы (для этих целей пригодны представленные ниже результаты расчётов НДС ряда конфигураций моделей повреждений).

## **2.2 Расчётные схемы, модели повреждений, напряженно-деформированное состояние зон повреждений**

Если оценивать усталостную долговечность по моменту возникновения магистральной трещины, то подавляющее число случаев коррозии авиационных конструкций, состоящих из плоских или слабоизогнутых обшивок, плоских полок или стенок продольного и поперечного силового набора крыла, фюзеляжа, оперения, можно свести к двум основным: повреждению на поверхности и повреждению кромки пластин различной толщины (рисунок 2.1).

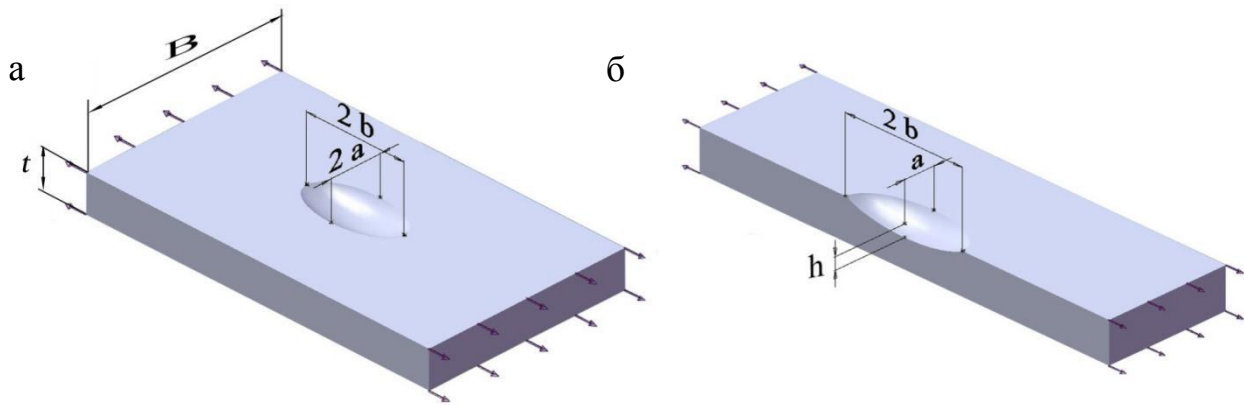


Рисунок 2.1 — Поверхностное (а) и кромочное (б) повреждения

В литературных источниках имеются результаты расчётов НДС моделей коррозионных язв в виде выемок с гладкой поверхностью, однако они ограничены преимущественно представлениями частных случаев коррозии в трубопроводах и сосудах давления [93; 94] и для плоских элементов авиационных конструкций не применимы. Для плоских элементов в работе [73] имеются ограниченные результаты только для осесимметричных язв. Результаты расчётов [95] недостаточно точны из-за малого числа элементов сеточных моделей. В связи с этим методом конечных элементов (МКЭ) в работе [83] выполнены исследования НДС 135-ти геометрических моделей повреждений типа язв и расслаивающей коррозии, отличающихся формой, относительными размерами, положением в пластине и степенью приближения к натурным повреждениям с неровной корродированной поверхностью.

Коррозионная язва (см. рисунок 2.1) на поверхности имитировалась поверхностной выемкой в виде среза эллипсоида, кромочная — выемкой на кромке в виде половины аналогичного эллипсоида, характеризуемого глубиной  $h$ , полушириной на поверхности пластины  $a$  и длиной в направлении оси образца  $2b$ . Форма язв в плане определялась отношением  $b/a$ . Рассмотрены величины отношений: 0,5 (большая ось эллипсоида направлена поперёк образца), 2 (большая ось эллипсоида направлена по оси образца), 1 (соответствует случаю сфероида). Дополнительно для отношения 1 проведены расчёты НДС моделей язв типа параболоидов вращения. Схематично данные модели поверхностных КП показаны на рисунке 2.2.

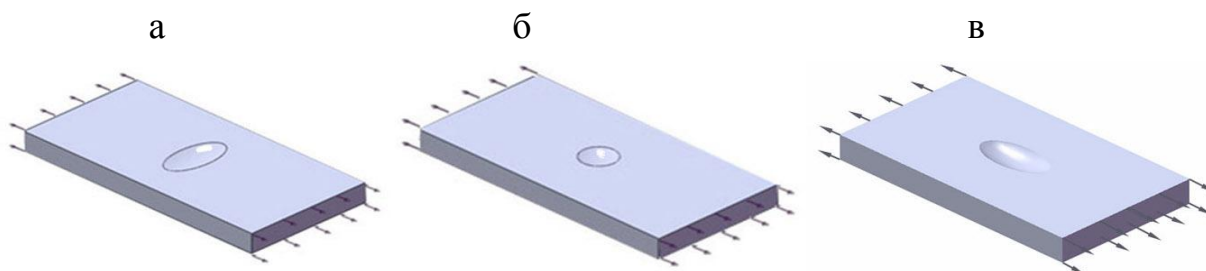


Рисунок 2.2 — Модели коррозионного повреждения типа язвы:  
 а — “сжатый” эллипсоид ( $b/a = 0,5$ ); б — осесимметричный кратер (параболоид или сфероид,  $b/a = 1$ );  
 в — “вытянутый” эллипсоид ( $b/a = 2$ )

Толщина полосы ( $t$ ) в расчётах принята равной единице. Ширина ( $B$ ) полосы принималась равной восьмикратной (или двенадцатикратной для “сжатого” эллипсоида) ширине миделя дефекта, длина модельного образца — четыре ширины. Дальнейшее увеличение размеров образца практически не оказывало влияния на результаты расчётов. Полосы подвергались растяжению равномерно по поверхности торца распределённым напряжением, равным единице. Были использованы тетраэдральные параболические конечные элементы, всего в расчётных моделях различных конфигураций содержалось от 12 до 50 тысяч элементов. Генерирование сетки в зоне язвы (рисунок 2.3) производилось по условию сходимости конечного результата расчёта по третьей значащей цифре. Материал — изотропный идеально упругий, коэффициент Пуассона 0,33.

В таблицах 2.1 и 2.2 представлены результаты расчётов коэффициента концентрации напряжений, равного отношению первого главного напряжения в поперечном сечении миделя, соответственно, поверхностной и кромочной язвы, к напряжению брутто в зависимости от относительного расстояния от центра или кромки по контуру язвы до её края. В таблицах приняты обозначения: П — язва типа параболоида вращения; С — сфероид; Э — эллипсоид с отношением полуосей  $b/a = 2$ ; Эс — эллипсоид с отношением  $b/a = 0,5$ . На рисунке 2.4 показано типовое распределение концентрации напряжений в модельном образце.

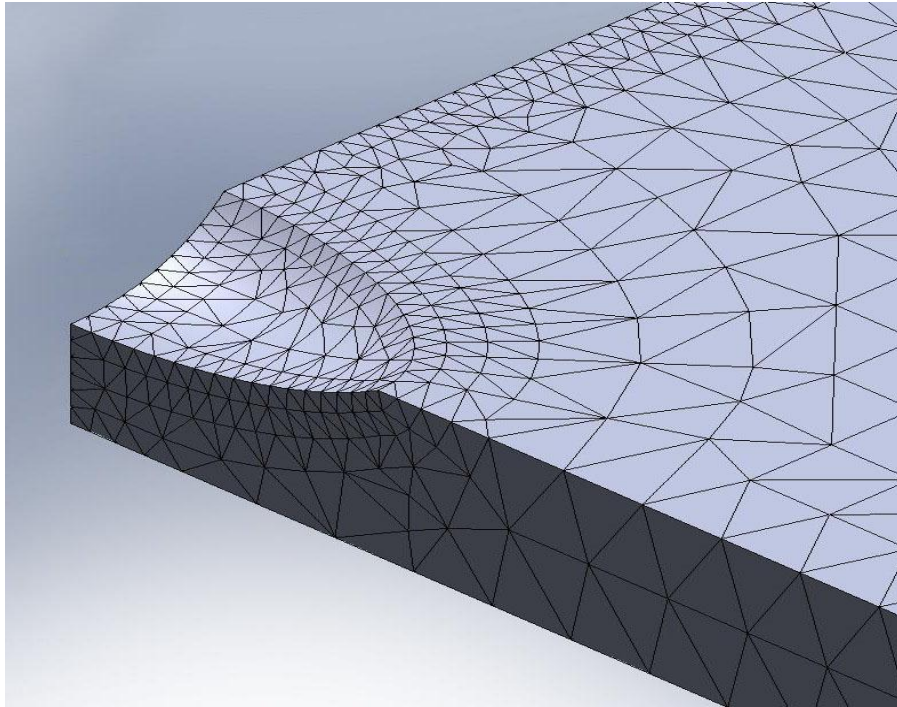


Рисунок 2.3 — Типовая сетка модели зоны повреждения типа коррозионной язвы

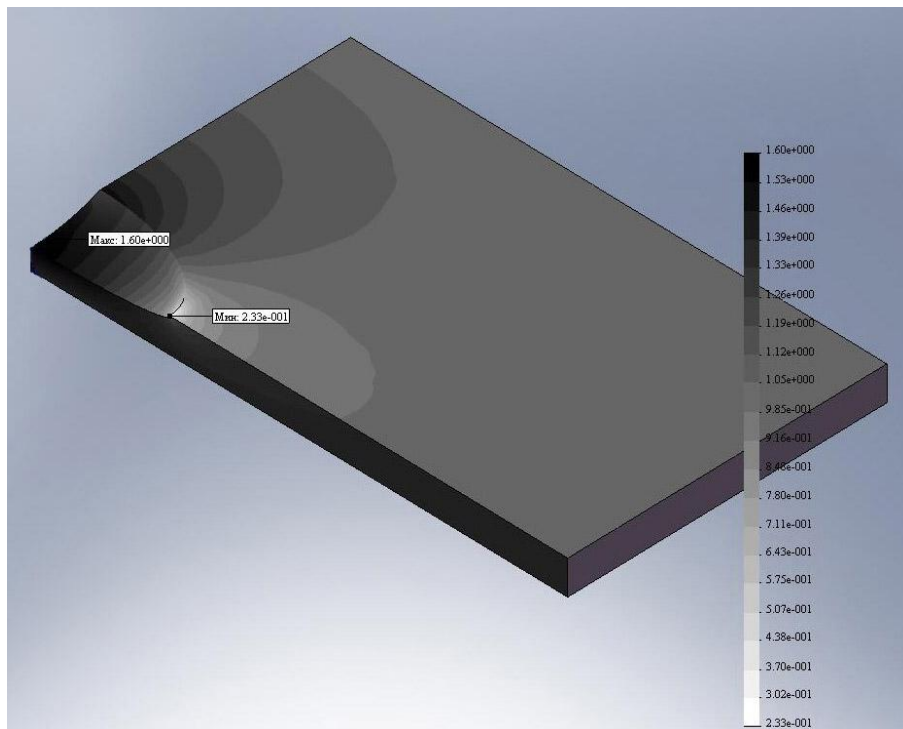


Рисунок 2.4 — Типовое распределение концентрации напряжений в модельном образце с коррозионной язвой

Таблица 2.1 — Распределение концентрации напряжений по сечению миделя поверхностной язвы с гладкой поверхностью

h/t	a/t	Тип язвы	Относительное расстояние по контуру язвы										
			0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0,05	0,05	Эс	2,49	2,49	2,49	2,49	2,48	2,46	2,45	2,43	2,42	2,36	2,33
		С	2,07	2,08	2,08	0,08	0,08	2,08	2,08	2,07	2,07	2,05	1,98
	0,1	Эс	2,05	2,05	2,04	2,02	2,00	1,98	1,94	1,88	1,81	1,69	1,38
		П	1,88	1,88	1,85	1,83	1,81	1,79	1,77	1,72	1,66	1,56	1,41
		С	1,86	1,85	1,83	1,81	1,80	1,77	1,73	1,70	1,66	1,59	1,45
		Э	1,34	1,34	1,34	1,34	1,33	1,32	1,32	1,31	1,28	1,26	1,23
	0,2	Эс	1,61	1,60	1,59	1,58	1,56	1,53	1,51	1,46	1,41	1,33	1,17
		П	1,51	1,5	1,49	1,48	1,48	1,47	1,45	1,41	1,37	1,30	1,20
		С	1,50	1,5	1,49	1,48	1,46	1,44	1,43	1,40	1,37	1,31	1,25
		Э	1,21	1,21	1,20	1,20	1,20	1,20	1,19	1,18	1,16	1,15	1,12
	0,4	Эс	1,31	1,31	1,31	1,30	1,29	1,28	1,26	1,23	1,21	1,18	1,09
		П	1,27	1,27	1,27	1,26	1,26	1,25	1,24	1,22	1,21	1,16	1,11
		С	1,26	1,26	1,26	1,26	1,25	1,23	1,23	1,23	1,22	1,20	1,15
		Э	1,13	1,12	1,12	1,12	1,11	1,11	1,11	1,10	1,09	1,08	1,06
	0,8	П	1,16	1,16	1,15	1,15	1,15	1,15	1,14	1,13	1,11	1,09	1,07
		С	1,17	1,16	1,16	1,15	1,14	1,14	1,13	1,12	1,11	1,10	1,07
Э		1,09	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,07	1,07	1,07	1,06	1,05	
0,1	0,1	Эс	2,52	2,52	2,52	2,52	2,52	2,52	2,51	2,49	2,46	2,42	2,35
		П	2,35	2,35	2,32	2,31	2,25	2,22	2,20	2,14	2,08	1,95	1,70
		С	2,09	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,07	2,05	1,98
		Э	1,45	1,46	1,46	1,46	1,47	1,46	1,46	1,46	1,46	1,45	1,44
	0,2	Эс	2,07	2,07	2,06	2,04	2,02	2,00	1,97	1,92	1,83	1,73	1,43
		П	1,88	1,87	1,86	1,84	1,82	1,80	1,76	1,71	1,65	1,55	1,41
		С	1,75	1,75	1,74	1,73	1,72	1,72	1,71	1,70	1,63	1,55	1,45
		Э	1,36	1,35	1,34	1,34	1,33	1,33	1,32	1,31	1,29	1,26	1,23
	0,4	Эс	1,63	1,62	1,62	1,61	1,59	1,57	1,53	1,50	1,44	1,36	1,20
		П	1,53	1,52	1,51	1,49	1,48	1,46	1,43	1,40	1,36	1,30	1,22
		С	1,53	1,52	1,52	1,51	1,49	1,47	1,45	1,42	1,39	1,31	1,21
		Э	1,22	1,23	1,22	1,22	1,22	1,21	1,21	1,20	1,18	1,16	1,13
	0,8	Эс	1,39	1,39	1,38	1,37	1,36	1,35	1,32	1,30	1,26	1,21	1,14
		П	1,32	1,31	1,30	1,30	1,29	1,27	1,26	1,24	1,22	1,18	1,14
		С	1,32	1,32	1,30	1,30	1,28	1,28	1,27	1,25	1,22	1,19	1,14
		Э	1,15	1,15	1,15	1,16	1,16	1,16	1,15	1,14	1,14	1,13	1,12

Продолжение таблицы 2.1

h/t	a/t	Тип язвы	Относительное расстояние по контуру язвы										
			0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0,2	0,2	Эс	2,53	2,53	2,53	2,53	2,52	2,51	2,50	2,49	2,47	2,44	2,42
		П	2,40	2,35	2,33	2,32	2,30	2,28	2,25	2,21	2,12	2,00	1,75
		С	2,10	2,09	2,09	2,09	2,09	2,09	2,12	2,12	2,11	2,06	2,00
		Э	1,49	1,49	1,49	1,49	1,49	1,49	1,49	1,49	1,49	1,48	1,47
	0,4	Эс	2,18	2,18	2,17	2,15	2,12	2,10	2,05	2,01	1,92	1,80	1,50
		П	1,95	1,94	1,92	1,89	1,87	1,84	1,81	1,76	1,70	1,62	1,52
		С	1,82	1,85	1,84	1,83	1,82	1,80	1,77	1,72	1,65	1,55	1,47
		Э	1,38	1,38	1,39	1,40	1,39	1,38	1,37	1,36	1,35	1,32	1,29
	0,8	Эс	1,82	1,82	1,80	1,79	1,76	1,73	1,68	1,63	1,56	1,49	1,31
		П	1,64	1,62	1,61	1,59	1,58	1,56	1,53	1,49	1,45	1,38	1,29
		С	1,61	1,60	1,60	1,59	1,58	1,55	1,53	1,49	1,45	1,40	1,30
		Э	1,30	1,31	1,32	1,31	1,30	1,29	1,28	1,27	1,26	1,24	1,22
1,6	Эс	1,68	1,68	1,67	1,64	1,61	1,57	1,53	1,49	1,41	1,36	1,26	
	П	1,50	1,49	1,47	1,46	1,45	1,42	1,40	1,36	1,33	1,30	1,24	
	С	1,48	1,48	1,47	1,46	1,45	1,42	1,41	1,37	1,35	1,31	1,20	
	Э	1,28	1,28	1,28	1,27	1,26	1,26	1,25	1,24	1,23	1,21	1,20	
0,4	0,4	Эс	2,68	2,68	2,67	2,66	2,65	2,61	2,58	2,56	2,54	2,52	2,50
		П	2,45	2,44	2,43	2,42	2,40	2,37	2,33	2,25	2,20	2,10	1,81
		С	2,19	2,19	2,18	2,18	2,18	2,18	2,19	2,20	2,21	2,19	2,11
		Э	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,57	1,58	1,59
	0,8	Эс	2,68	2,68	2,65	2,62	2,56	2,50	2,43	2,37	2,27	2,13	1,80
		П	2,16	2,13	2,10	2,08	2,05	2,02	1,98	1,93	1,87	1,76	1,62
		С	2,06	2,05	2,04	2,02	2,00	1,98	1,96	1,92	1,90	1,80	1,68
		Э	1,55	1,54	1,54	1,53	1,52	1,51	1,50	1,49	1,48	1,47	1,45
	1,6	Эс	2,52	2,51	2,50	2,45	2,37	2,29	2,20	2,09	1,98	1,84	1,61
		П	2,00	1,98	1,96	1,92	1,89	1,85	1,80	1,75	1,70	1,63	1,53
		С	2,00	1,99	1,97	1,94	1,90	1,85	1,81	1,76	1,71	1,65	1,55
		Э	1,52	1,52	1,51	1,50	1,49	1,48	1,46	1,45	1,44	1,42	1,42
3,2	Эс	2,48	2,48	2,45	2,40	2,31	2,22	2,12	2,00	1,86	1,72	1,58	
	П	1,96	1,94	1,90	1,88	1,83	1,79	1,74	1,70	1,65	1,60	1,52	
	С	1,96	1,94	1,92	1,89	1,85	1,80	1,76	1,71	1,66	1,60	1,52	
	Э	1,52	1,51	1,50	1,49	1,48	1,47	1,46	1,44	1,43	1,42	1,40	



Продолжение таблицы 2.1

h/t	a/t	Тип язвы	Относительное расстояние по контуру язвы										
			0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0,6	0,6	Эс	3,2	3,18	3,11	3,05	2,92	2,85	2,77	2,72	2,68	2,65	2,63
		П	2,60	2,58	2,56	2,55	2,52	2,48	2,45	2,40	2,35	2,23	1,97
		С	2,36	2,34	2,33	2,31	2,30	2,30	2,31	2,33	2,35	2,36	2,33
		Э	1,66	1,66	1,64	1,63	1,62	1,62	1,62	1,64	1,66	1,70	1,74
	1,2	Эс	3,41	3,39	3,34	3,28	3,19	3,08	2,99	2,85	2,75	2,57	2,28
		П	2,45	2,43	2,40	2,36	2,31	2,27	2,22	2,17	2,11	2,03	1,86
		С	2,36	2,34	2,32	2,30	2,25	2,21	2,19	2,15	2,11	2,07	1,97
		Э	1,68	1,67	1,66	1,64	1,63	1,62	1,62	1,61	1,61	1,62	1,63
	2,4	Эс	3,41	3,39	3,34	3,27	3,15	3,00	2,85	2,66	2,50	2,30	2,06
		П	2,42	2,40	2,35	2,30	2,22	2,17	2,12	2,05	2,00	1,94	1,85
		С	2,41	2,39	2,36	2,30	2,24	2,18	2,11	2,06	2,01	1,95	1,87
		Э	1,68	1,68	1,66	1,65	1,63	1,62	1,60	1,60	1,59	1,59	1,59
	4,8	Эс	3,40	3,40	3,33	3,27	3,13	3,02	2,83	2,61	2,42	2,22	2,00
		П	2,40	2,38	2,35	2,31	2,25	2,16	2,10	2,03	1,98	1,92	1,85
		С	2,42	2,39	2,36	2,32	2,24	2,19	2,11	2,04	1,97	1,91	1,85
		Э	1,68	1,68	1,66	1,65	1,63	1,62	1,60	1,60	1,59	1,59	1,58
0,8	0,8	Эс	4,40	4,31	4,10	3,82	3,62	3,30	3,12	3,00	2,91	2,82	2,80
		П	2,77	2,75	2,74	2,73	2,70	2,65	2,60	2,55	2,50	2,40	2,18
		С	2,70	2,65	2,60	2,52	2,47	2,43	2,42	2,47	2,50	2,54	2,55
		Э	1,76	1,76	1,75	1,72	1,71	1,71	1,71	1,73	1,77	1,80	1,86
	1,6	Эс	4,25	4,24	4,20	4,08	3,85	3,70	3,55	3,38	3,25	3,11	2,77
		П	2,87	2,84	2,75	2,65	2,56	2,50	2,43	2,37	2,34	2,25	2,15
		С	2,71	2,71	2,66	2,55	2,50	2,45	2,40	2,35	2,33	2,30	2,24
		Э	1,77	1,77	1,76	1,75	1,73	1,71	1,71	1,72	1,73	1,76	1,78
	3,2	Эс	4,30	4,30	4,25	4,15	3,95	3,75	3,50	3,30	3,08	2,80	2,54
		П	2,85	2,77	2,75	2,65	2,51	2,43	2,35	2,28	2,25	2,15	2,10
		С	2,83	2,81	2,75	2,62	2,55	2,50	2,41	2,35	2,27	2,23	2,40
		Э	1,78	1,78	1,78	1,76	1,73	1,72	1,72	1,71	1,72	1,74	1,77
	6,4	Эс	4,25	4,20	4,15	4,10	4,03	3,80	3,55	3,13	3,00	2,70	2,45
		П	2,85	2,81	2,77	2,65	2,58	2,48	2,39	2,30	2,23	2,20	2,15
		С	2,86	2,82	2,75	2,65	2,60	2,50	2,40	2,30	2,22	2,18	2,14
		Э	1,78	1,78	1,77	1,76	1,73	1,71	1,70	1,71	1,72	1,74	1,76

Таблица 2.2 — Распределение концентрации напряжений по сечению миделя кромочной язвы с гладкой поверхностью

$h/t$	$a/t$	Тип язвы	Относительное расстояние от кромки по контуру язвы										
			0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0,1	0,2	П	1,82	1,86	1,87	1,88	1,87	1,84	1,80	1,75	1,68	1,55	1,43
		Э	1,33	1,33	1,34	1,34	1,34	1,34	1,33	1,32	1,30	1,28	1,28
	0,4	П	1,46	1,49	1,50	1,51	1,50	1,47	1,45	1,42	1,38	1,33	1,32
		Э	1,20	1,22	1,22	1,22	1,22	1,22	1,21	1,20	1,18	1,17	1,14
	0,8	П	1,29	1,30	1,30	1,30	1,30	1,29	1,27	1,26	1,24	1,20	1,21
		Э	1,16	1,16	1,17	1,16	1,16	1,16	1,15	1,14	1,14	1,12	1,11
0,2	0,4	П	1,85	1,90	1,90	1,91	1,90	1,88	1,84	1,79	1,73	1,63	1,49
		Э	1,39	1,39	1,40	1,40	1,39	1,39	1,38	1,37	1,35	1,33	1,30
	0,8	П	1,58	1,60	1,61	1,61	1,60	1,58	1,55	1,52	1,48	1,41	1,30
		Э	1,32	1,32	1,32	1,32	1,32	1,31	1,30	1,29	1,27	1,26	1,23
	1,6	П	1,47	1,49	1,49	1,48	1,47	1,44	1,42	1,38	1,36	1,31	1,26
		Э	1,30	1,29	1,29	1,29	1,29	1,28	1,27	1,26	1,24	1,23	1,21
0,4	0,8	П	2,10	2,15	2,16	2,14	2,13	2,10	2,07	2,01	1,93	1,82	1,67
		Э	1,59	1,59	1,59	1,59	1,58	1,57	1,55	1,54	1,53	1,52	1,50
	1,6	П	2,00	2,02	2,01	2,00	1,95	1,92	1,87	1,80	1,75	1,69	1,59
		Э	1,58	1,58	1,58	1,56	1,55	1,53	1,52	1,50	1,49	1,48	1,46
	3,2	П	2,00	2,01	1,98	1,95	1,90	1,85	1,80	1,75	1,69	1,63	1,55
		Э	1,59	1,59	1,57	1,55	1,54	1,52	1,50	1,49	1,48	1,47	1,45
0,6	1,2	П	2,60	2,60	2,60	2,54	2,46	2,40	2,34	2,28	2,20	2,12	1,95
		Э	1,85	1,84	1,80	1,78	1,75	1,73	1,72	1,71	1,71	1,72	1,74
	2,4	П	2,60	2,60	2,54	2,45	2,40	2,30	2,22	2,16	2,10	2,01	1,92
		Э	1,87	1,84	1,81	1,78	1,74	1,72	1,70	1,69	1,69	1,70	1,71
	4,8	П	2,62	2,62	2,53	2,45	2,40	2,30	2,22	2,13	2,16	1,99	1,91
		Э	1,87	1,85	1,81	1,78	1,73	1,71	1,70	1,69	1,68	1,69	1,71

Контурные сечений по миделю моделей язв различной крутизны, показателем которой служит отношение  $a/h$ , показаны в одном масштабе на рисунке 2.5.

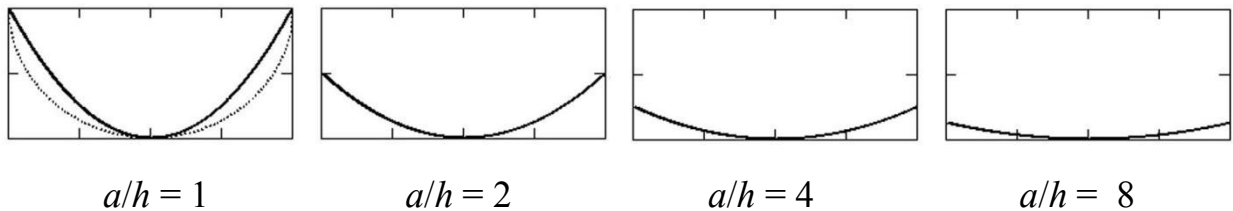


Рисунок 2.5 — Контурные сечений язв различной крутизны

На рисунках 2.6, а, б, в представлены зависимости максимальной концентрации напряжений от относительной глубины и показателя крутизны

контура сечения при различной степени вытянутости язвы с гладкой поверхностью вдоль направления действия нагрузки.

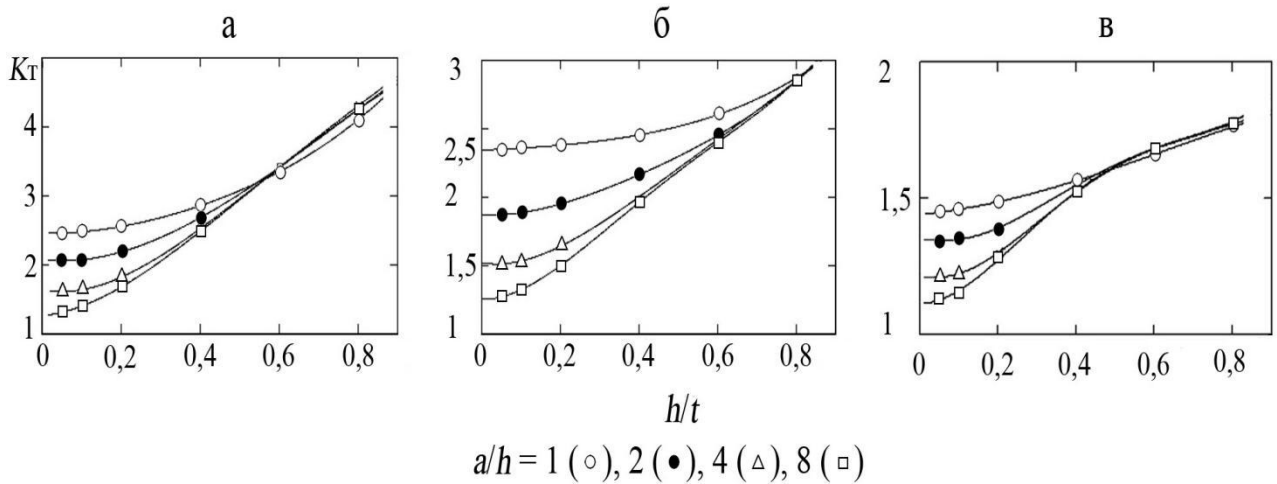


Рисунок 2.6 — Зависимости максимального теоретического коэффициента концентрации напряжений от относительной глубины и отношения ширины к глубине поверхностной язвы типа:

а — “сжатого эллипсоида” ( $b/a = 0,5$ ); б — параболоида вращения;  
в — “вытянутого эллипсоида” ( $b/a = 2$ )

В таблицах и на графиках представлены напряжения, в поле которых находятся отдельные неровности корродированной поверхности язв, создающие дополнительную местную концентрацию напряжений. Эта концентрация оценивалась на сеточных моделях с одиночными вторичными кратерами в зоне максимальной концентрации напряжений основной выемки (рисунок 2.7). В таблице 2.3 представлены результаты расчётов максимальных коэффициентов концентрации напряжений для отдельных язв данной модели в плоских образцах для усталостных испытаний, типа показанного на рисунке 2.1, а. В образцах первичный (исходный) кратер выполнялся как сфероид с полированной поверхностью. Индекс 1 относится к размерам и коэффициенту концентрации для исходного кратера, индекс 2 — размерам (в соответствии обозначениям рисунка 2.1, а) малой вторичной язвы.

Наличие вторичной язвы примерно удваивает исходную концентрацию напряжений.

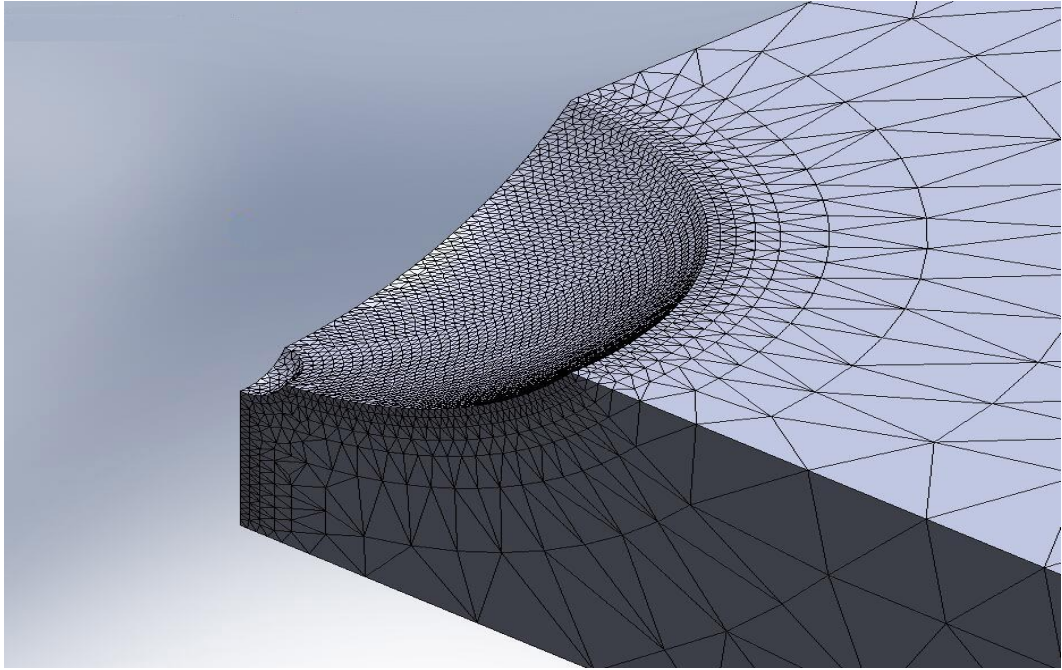


Рисунок 2.7 — Сеточная модель коррозионной язвы с имитацией неровности корродированной поверхности

Таблица 2.3 — Максимальная концентрация напряжений в образцах с имитацией неровности корродированной поверхности (с кратерами с полированной поверхностью и вторичной язвой на поверхности кратера)

№ обр.	$t$ , мм	$B$ , мм	Исходный кратер			Вторичная язва		$K_T$
			$h_1$ , мм	$2a$ , мм	$K_{T1}$	$h_2$ , мм	$2a_2$ , мм	
1	3,47	33,3	1,77	10,0	2,28	0,52	1,0	4,17
2	3,41	35,2	1,74	10,0	2,13	0,32	0,8	3,92
3	4,03	21,7	1,81	8,0	1,9	0,40	1,0	3,73
4	5,42	22,0	1,96	7,8	1,97	0,42	1,0	3,62
5	3,71	32,5	2,31	9,5	2,4	0,20	1,0	3,57
6	2,88	41,4	2,00	9,8	2,6	0,29	0,8	4,33
7	3,46	34,7	1,94	9,4	2,29	0,38	0,8	4,27
8	2,93	41,0	2,31	10,0	-	0,5	1,0	6,32
9	3,92	23,7	1,76	7,4	2,06	0,34	1,0	3,52
10	3,96	24,8	1,87	8,8	2,18	0,42	0,8	3,99
11	3,86	24,5	1,44	6,6	2,05	0,36	1,0	3,34
12	4,00	15,0	1,36	6,0	1,92	0,28	1,0	3,15

Для расслаивающей коррозии исследование НДС выполнили на модели, поперечное сечение которой показано на рисунке 2.8.

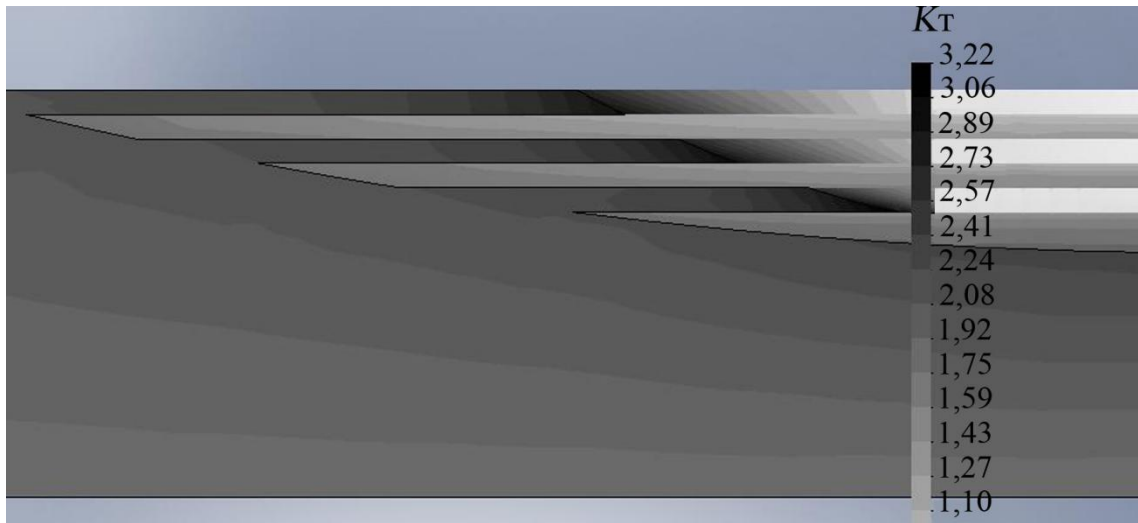


Рисунок 2.8 — Распределение концентрации напряжений в поперечном сечении модели очага расслаивающей коррозии с параметрами:  
 $h/t = 0,4$ ;  $a/t = 3,2$

Из рисунка и данных таблицы 2.1 видно, что максимальная концентрация и распределение напряжений по контуру огибающей очага расслаивающей коррозии близки к таковым для язвы такой же формы и размеров.

### 2.3 Материалы, образцы для экспериментальных исследований, условия испытаний

Основной объём экспериментальных исследований с целью получения практически значимых результатов выполнен на элементах конструкций самолётов, списанных или прошедших полный цикл ресурсных испытаний. В частности, были использованы штампованные лонжероны отъёмной части крыла (ОЧК), панели центроплана, верхние и нижние панели ОЧК и другие элементы натуральных конструкций (рисунки 2.9–2.12), из которых вырезались образцы в виде полос и отдельные фрагменты для усталостных испытаний с искусственно созданными КП.



Рисунок 2.9 — Лонжероны ОЧК перед вырезкой образцов — полки с отверстиями и полосы для моделирования коррозионных повреждений и усталостных испытаний. Сплав В95пчТ2, штамповка

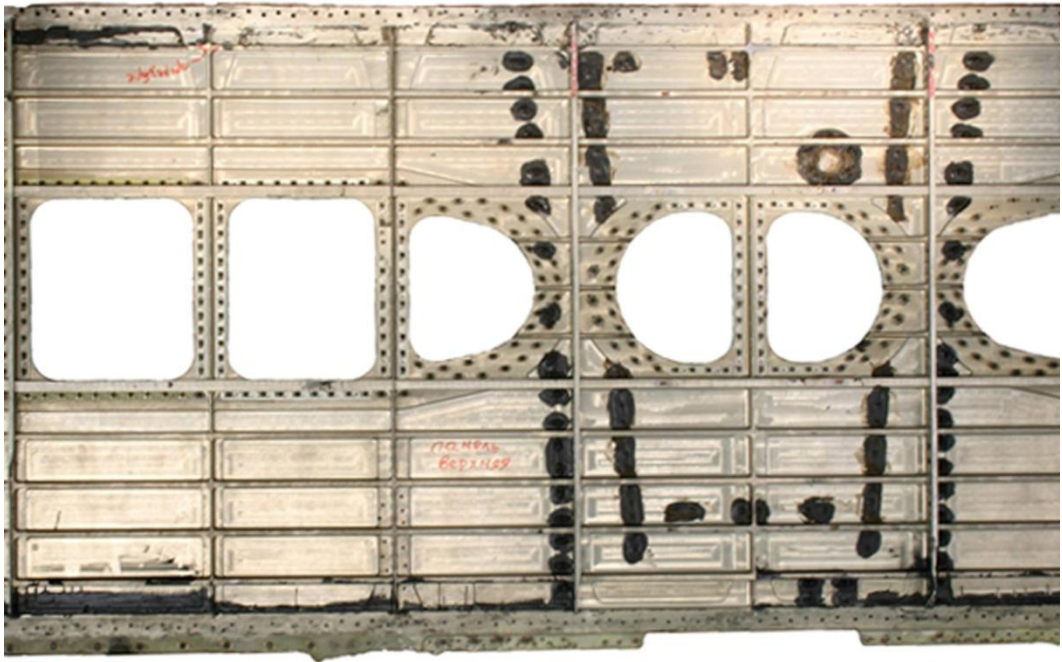


Рисунок 2.10 — Фрагмент панели центроплана. Сплав В95пчТ2

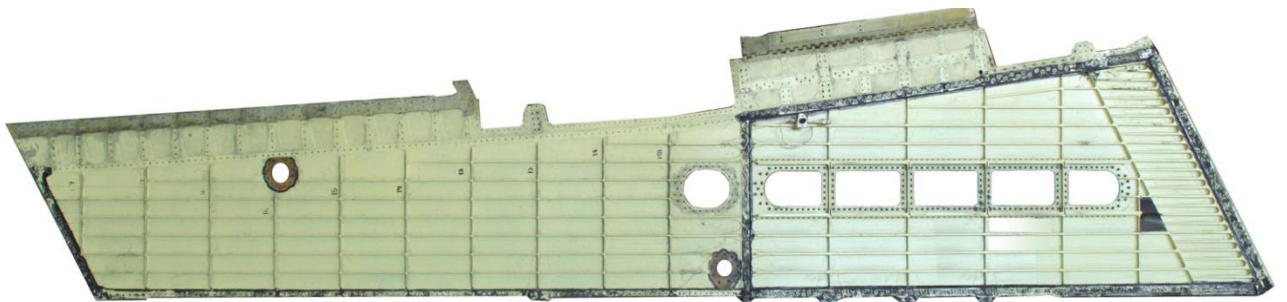


Рисунок 2.11 — Панель ОЧК верхняя. Сплав В95пчТ2

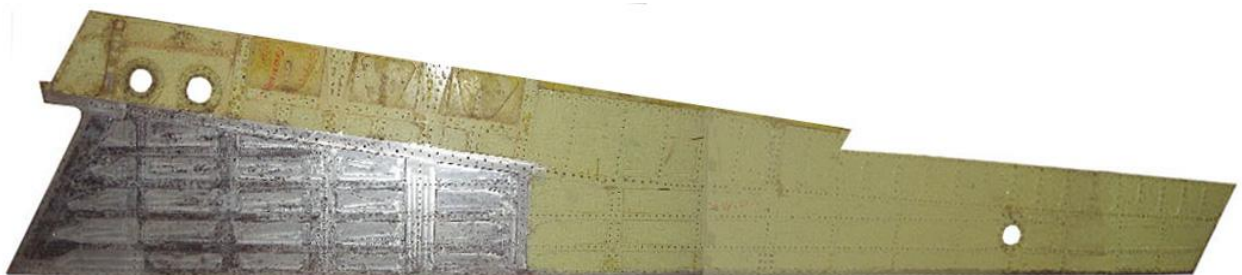


Рисунок 2.12 — Обшивка клёпаной панели ОЧК нижней. Сплав Д19чАТВ

Часть методических вопросов исследована на полуфабрикатах в состоянии поставки. В таблице 2.4 приведён перечень материалов, на исследованиях которых базируются полученные в работе выводы.

Таблица 2.4 — Исследованные материалы

№	Сплав	Происхождение	Толщина, мм
1	В95пчТ2, штамповка	лонжероны ОЧК самолёта после ресурсных испытаний	3...4
2	В95пчТ2, плита	обшивка фрезерованной панели ОЧК после ресурсных испытаний	1,95...4
3	В95пчТ2, плита	обшивка фрезерованной панели ОЧК после ресурсных испытаний	2,95...6
4	В95пчТ2	образцы из полуфабриката — катаной плиты толщиной 70 мм	2,25
5	В95пчТ2	полуфабрикат — плакированный лист	2
6	Д19чАТВ, лист	обшивка фрезерованной панели ОЧК после ресурсных испытаний	1,5...6
7	Д16чАТ	обшивка нижней панели кессона правой консоли самолёта Ту-154Б с налётом 29657 час, срок службы 23 года	1,65...1,84
8	Д16чАТ	обшивка нижней панели кессона консоли самолёта Ту-154М после полной программы ресурсных испытаний	3,62...3,64
9	Д16чАТ, лист анодированный	обшивка фюзеляжа, зона шп. 14-15, стр.9-13 самолёта Ту-154М после полной программы ресурсных испытаний	1,12...1,15
10	Д16чАТВ, лист	полуфабрикат	3
11	Д16АТ, лист	полуфабрикат	6
12	Д16АТ	лист толщиной 6 мм по п.11, фрезерованный с обеих сторон до толщины 5 мм	5
13	Д16АТ, лист	полуфабрикат	3
14	Д16АТ, лист	полуфабрикат	2
15	1163Т, 1163РТВ, лист	полуфабрикат	2
16	В95чАТ1, лист	полуфабрикат	4



Зарождение усталостной трещины на КП определяется состоянием материала, НДС, его изменениями во времени и другими характеристиками самого повреждения и металла его ближайших окрестностей, поэтому экспериментальные исследования усталостной долговечности зоны КП могут быть выполнены испытаниями относительно небольших образцов, сравнимых по размерам с размерами повреждения (см. рисунок 2.1). Соотношения размеров образцов и коррозионных язв выбирали из условия практического невливания размеров образцов на НДС зоны повреждения, что оценивалось по изменению максимального теоретического коэффициента концентрации напряжений ( $K_t$ ) на язве от размера образца. В таблице 2.5 и на рисунках 2.13, а и б представлены полученные расчётом МКЭ зависимости  $K_t$  от относительной ширины образца ( $B/2a$ ) для модели КП типа параболоида вращения различной глубины ( $h$ ) и отношения половины его ширины на виде в плане ( $a$ ) к глубине.

Таблица 2.5 — Максимальный теоретический коэффициент концентрации напряжений на поверхности язвы типа параболоида вращения

$h/t$	$a/t$	$B/2a$			
		2	4	6	8
0,4	0,4	2,65	2,49	2,47	2,45
	0,8	2,26	2,18	2,17	2,16
	1,6	2,11	2,02	2,00	2,00
	3,2	2,06	1,96	1,96	1,96
0,6	0,6	2,81	2,61	2,60	2,60
	1,2	2,61	2,48	2,46	2,45
	2,4	2,55	2,44	2,42	2,42
	4,8	2,54	2,43	2,41	2,40

На рисунке 2.14 представлена зависимость  $K_t$  от отношения площади сечения модельной язвы ( $F$ ) к рабочему сечению образца.

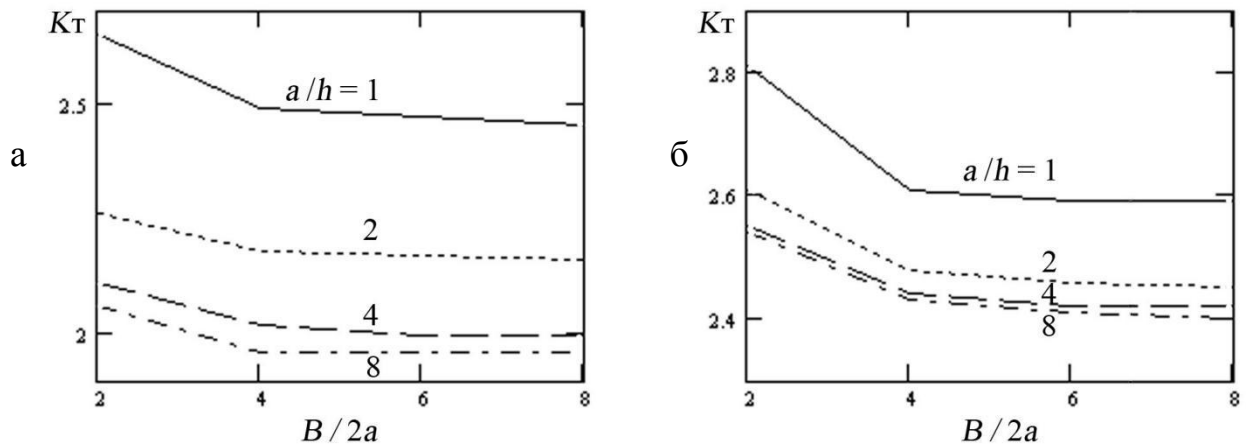


Рисунок 2.13 — Зависимость максимального коэффициента концентрации напряжений от относительной к диаметру язвы ширины рабочей части образца при глубине язвы  $0,4t$  (а) и  $0,6t$  (б)

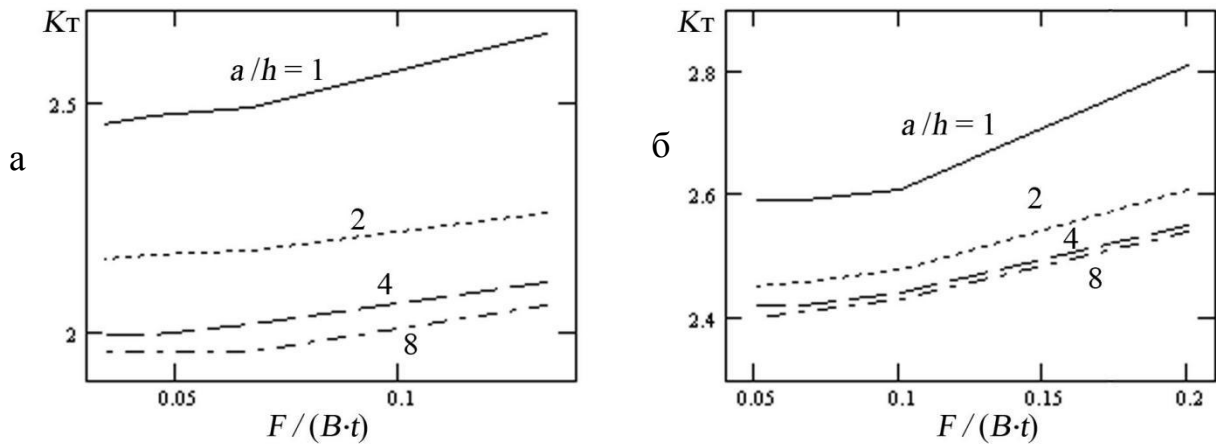


Рисунок 2.14 — Зависимость максимального коэффициента концентрации напряжений от относительной к сечению образца площади сечения язвы при глубине язвы  $0,4t$  (а) и  $0,6t$  (б)

Из данных таблицы и рисунков следует, что уже при ширине образца более чем в четыре раза превышающей ширину язвы или сечения язвы меньшем 5...10% сечения образца изменения  $K_T$  пренебрежимо малы. Для менее глубоких язв данные положения заведомо выполняются, т. к. со снижением глубины наклон кривых уменьшается.

Длина рабочей части образцов (между захватами испытательной машины), исходя из аналогичных расчётов, во всех случаях составляла не менее 3,6 ширины полосы, не включая длину язвы.

В соответствии с исходными положениями п. 2.1 усталостные испытания образцов проводили отнулевым гармоническим циклом растяжения

на нескольких (не менее двух) уровнях максимального брутто-напряжения  $\sigma_{\max}$ . Испытания выполнялись на электрогидравлических машинах типа MTS-10, UTM-100 kN с частотой 3 или 5 Гц и резонансной механической машине УРМ-2000 (частота нагружения 39 Гц).

## 2.4 Метод моделирования коррозионных повреждений

Для конструкции планера самолёта характерна электрохимическая коррозия, обусловленная атмосферными воздействиями и присутствием различного рода конденсатов [36; 38; 41]. Для моделирования КП возможно применение рецептов, например [96], разработанных для определения стандартных характеристик склонности металлов к различным видам коррозии и включающих неорганические кислоты (HCl) и сильные окислители ( $H_2O_2$ ,  $K_2CrO_4$ ), но наиболее достоверная имитация эксплуатационной коррозии может быть получена при воспроизведении факторов естественного процесса. По этой причине применён метод анодной поляризации [71], состоящий в том, что анодное локальное растворение металла вызывалось пропусканием возможно малых токов через ячейку с электролитом, установленную в исследуемом месте образца или фрагмента конструкции. В качестве электролита использовался 3%-й водный раствор хлористого натрия. Ячейка представляла собой отрезок стеклянной или пластиковой трубки.

На рисунках 2.15 и 2.16 в качестве примера показаны виды в плане и профили натурной и искусственно созданных язв в исследуемых сплавах.

Изменением формы ячейки, начальным повреждением покрытия, величиной тока и созданием неоднородного электрического поля возможно управлять конфигурацией КП [97; 98] — на рисунках 2.17, а, б, в и 2.18, а, б, в, г, д, е показаны примеры видов в плане и усталостные изломы образцов сплава В95пчТ2 с поверхностными и кромочными язвами, при выращивании которых принимались данные меры с целью создания максимально разнообразных форм повреждений.

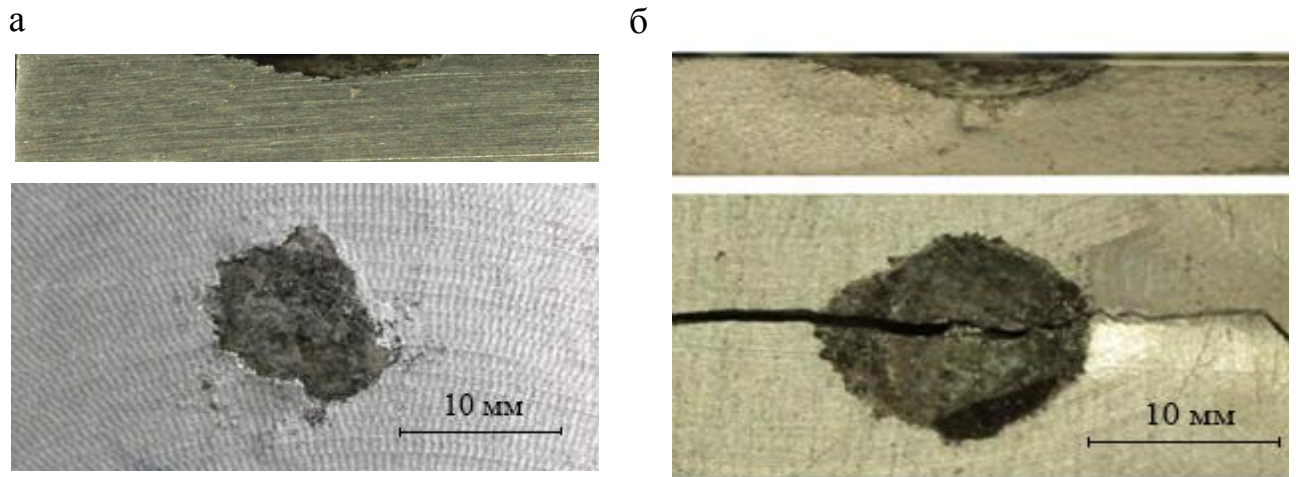


Рисунок 2.15 — Вид в плане и контур естественно возникшей язвы в нижней панели ОЧК из сплава Д19чАТВ со стороны кессон-бака (а) и искусственно выращенной язвы (б)

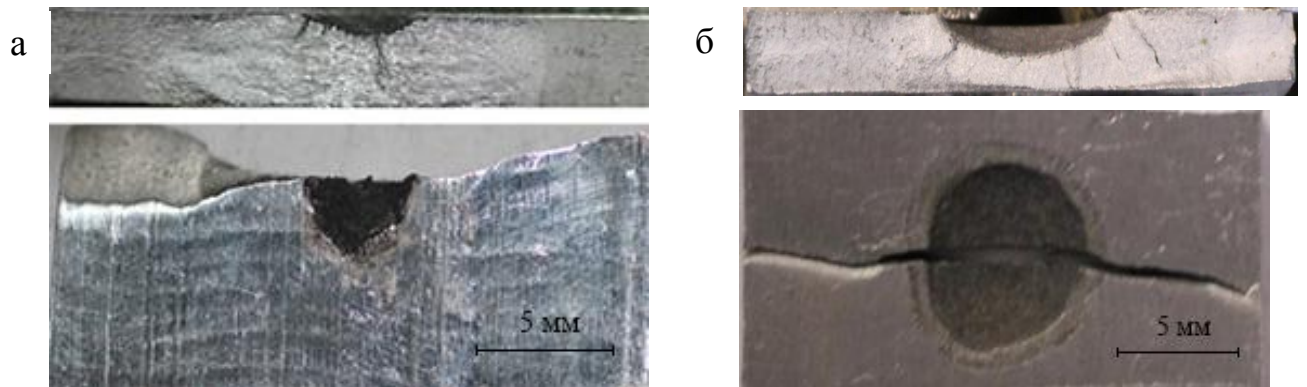


Рисунок 2.16 — Искусственно созданные язвы в сплавах В95пчТ2 (а) и Д16АТ (б)

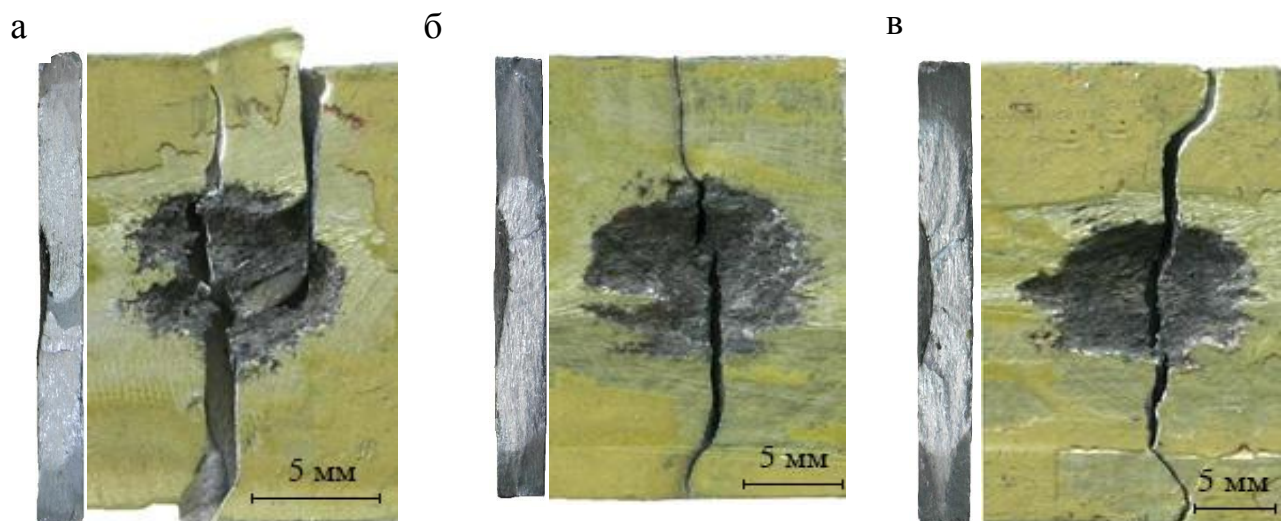


Рисунок 2.17 — Примеры разрушений по поверхностным коррозионным язвам

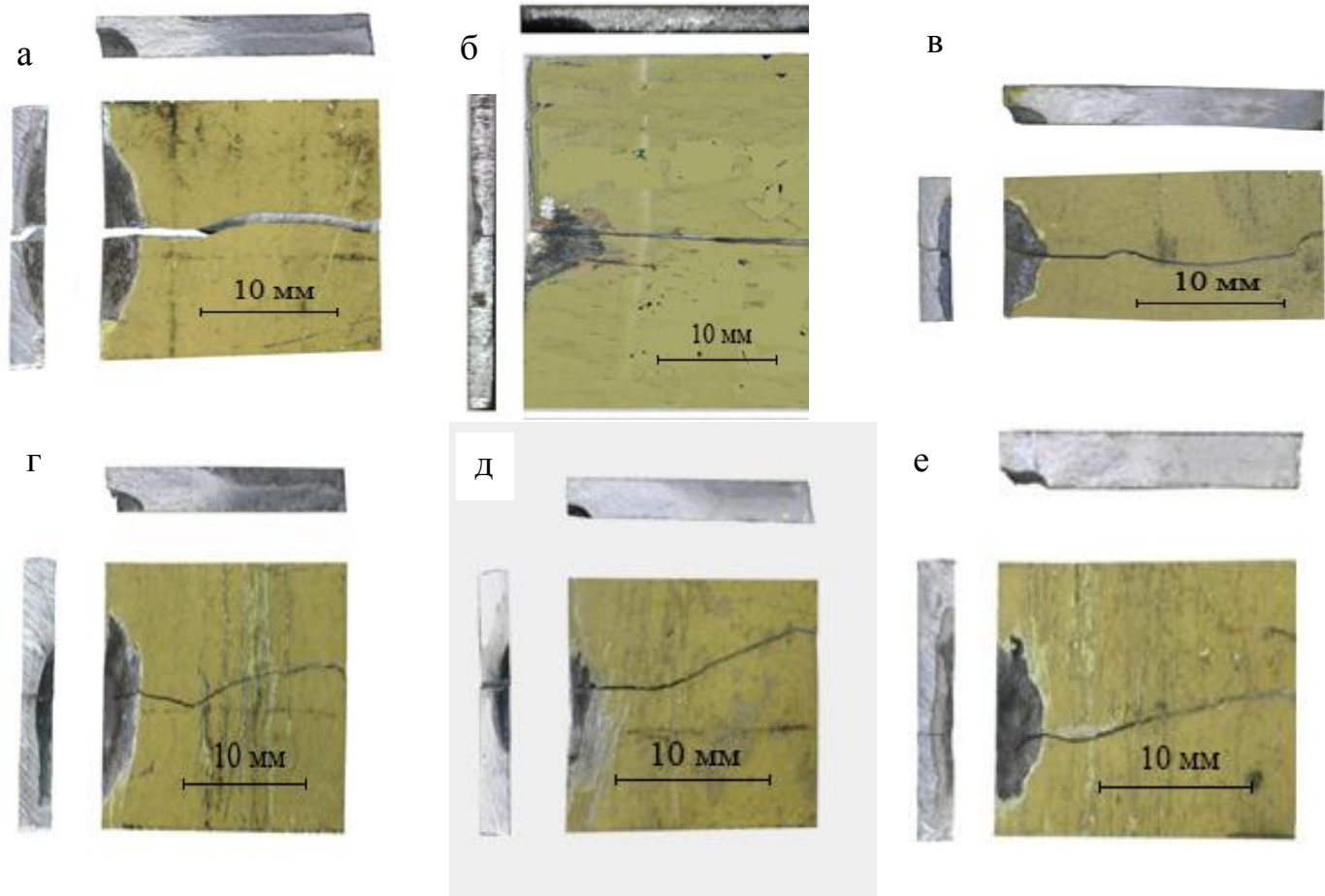


Рисунок 2.18 — Примеры разрушений по кромочным коррозионным язвам

Характер коррозии (отсутствие трещинообразования в поперечном в отношении приложения нагрузки направлении) контролировали при анализе изломов разрушившихся в испытаниях образцов (при увеличении 20...50<sup>x</sup>) и выборочным металлографическим анализом поверхностных и поперечных шлифов зоны КП вдоль и поперек оси образцов при увеличениях 50...300 на микроскопе МИМ-10, пример показан на рисунке 2.19.

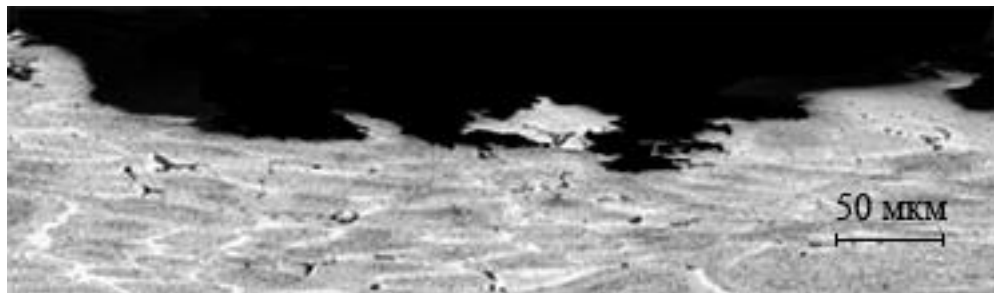


Рисунок 2.19 — Структура сплава В95пчТ2 (образцы выфрезерованны из катаной плиты толщиной 70 мм [72]) в зоне дна типовой коррозионной язвы.

Размеры и площадь в сечении коррозионных повреждений измеряли после испытаний при увеличении от  $10^x$  до  $50^x$  на усталостных изломах образцов.

## **2.5 Определение длительности стадии зарождения усталостной трещины**

Разделение длительности усталостного разрушения на две стадии представляет собой задачу, однозначного решения которой в настоящее время не существует. В некоторых моделях процесса [99] предполагается изначальное существование трещины, развивающейся от существующих микродефектов материала. Однако в конструкционных сплавах с высокими требованиями к начальной дефектности материала обычно наблюдается чёткое различие механизма роста магистральной трещины и механизмов развития множественных субструктурных повреждений металла в инкубационной стадии, одно из которых даёт начало трещине финального разрушения. Выделить момент перехода одного механизма в другой практически невозможно. Исходя из этого, разделение стадий приходится выполнять по условию наличия возможно малой, но определяемой методами неразрушающего контроля или расчётом величины трещины.

В работе использованы два метода определения момента зарождения трещины при испытаниях образцов с КП: расчётом длительности развития трещины с использованием кинетической диаграммы разрушения исследуемого сплава и метод вихревых токов.

### **2.5.1 Вихретоковый метод**

Для обнаружения зарождения трещины в процессе усталостных испытаний применялся накладной трансформаторный коаксиальный дифференциальный по классификации работы [100] преобразователь с ферромагнитными сердечниками обмоток, устанавливаемыми по центру коррозионной язвы и по участку с неповреждённой поверхностью. Был использован, за исключением изменения схемы компенсации и конструкции преобразователей, комплект аппаратуры,

разработанной Г. В. Абабковым, для регистрации зарождения и слежения за ростом трещины в образцах с центральным свободным отверстием (подробное описание дано в работе [101]). Схемы вихретокового преобразователя и прибора представлены на рисунках 2.20 и 2.21.

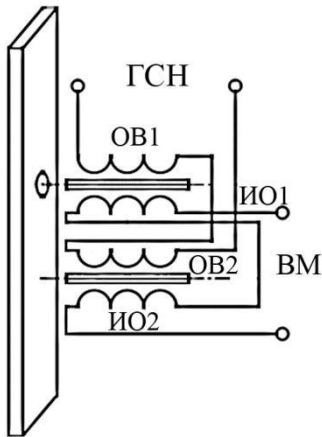


Рисунок 2.20 — Схема вихретокового преобразователя

На схеме ОВ1 и ОВ2, соответственно, основная и компенсационная обмотки возбуждения; ИО1 и ИО2 — основная и компенсационная измерительные обмотки. Генератор ГСН питает вихретоковые преобразователи трещин ПТ. Снимаемый с преобразователя сигнал подаётся на выпрямительный мост ВМ. На самопишущий потенциометр КСП-4 сигнал поступает через многоступенчатый калиброванный делитель напряжения ДН. Блок управления БУ переключает масштаб записи на бумажной

ленте самописца по мере роста трещины и отключает прибор при разрушении образца.

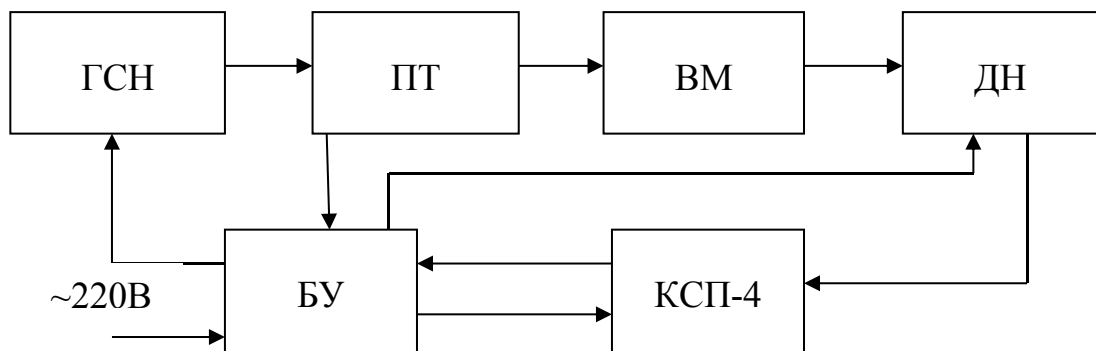


Рисунок 2.21 — Блок-схема прибора регистрации зарождения и роста усталостной трещины

По записи на ленте восстанавливался момент возникновения усталостной трещины площадью  $\sim 0,1 \text{ мм}^2$ . Число циклов, определяемое таким способом, обозначено далее в тексте и на рисунках как  $N_{\text{ТВД}}$ .

### 2.5.2 Расчёт по длительности роста трещины

Данный метод даёт более грубую оценку инкубационной стадии, но, тем не менее, удовлетворяет условию независимости усталостной долговечности зоны повреждения от конструктивных особенностей повреждённого коррозией элемента. Необходимость его вызвана тем, что в испытаниях образцов материалов в жидких коррозионно-активных средах вихретоковый метод, как правило, неприменим. Кроме того результаты расчёта позволяют оценить соотношение инкубационной стадии и длительности развития трещины при определении допустимости КП путём замены его трещиной согласно рекомендациям [24, 65].

Зародившись на поверхности КП, усталостная трещина ускоренно развивается в поле повышенных вследствие концентрации на язве напряжений. Обычно зарождение происходит в нескольких, из-за неровности корродированной поверхности язвы, местах (рисунок 2.22, см. также рисунки 2.16–2.18). Достигнув противоположной поверхности пластины, так же ускоренно трещина прорастает до её краёв и далее продолжает рост в стационарном режиме при неизменной толщине образца.



Рисунок 2.22 — Типичная множественность очагов усталостного разрушения на корродированной поверхности

Таким образом, вследствие непредсказуемости числа очагов зарождения однозначную расчётную оценку длительности развития малой трещины от поверхности язвы до сквозной и далее до краёв язвы сделать методами механики трещин невозможно. Это обстоятельство определило выбор критерия



разделения стадий усталостного разрушения образцов в расчётном методе как длину трещины, пересекающей участок нестационарного роста.

Момент зарождения трещины на коррозионном повреждении определяли исходя из расчёта длительности роста трещины в образце ( $N_2$ ); для поверхностной язвы — от центральной трещины длиной  $2a$ , равной ширине язвы в изломе, до окончательного разрушения образца по формуле

$$N_2 = \int_a^{\frac{L_k}{2}} \frac{1}{v(K_{max})} dx, \quad (2.1)$$

где  $v(K_{max})$  — зависимость скорости роста усталостной трещины (СРТУ) от коэффициента интенсивности напряжений ( $K_{max}$ );  $a$  — начальная длина одной ветви центральной трещины в пластине (равная в данном случае половине ширины язвы — см. рисунок 2.1);  $L_k$  — конечная длина двух ветвей трещины, соответствующая долому образца.  $L_k$  устанавливалась из условия достижения в образце критической циклической вязкости разрушения или, в случае недостаточной для достижения этой величины ширины образца, — из условия достижения нетто-напряжения в полосе с трещиной величины 0,8 предела текучести ( $\sigma_{0,2}$ ) сплава.

Коэффициент интенсивности напряжений для полосы шириной  $B$  с центральной трещиной длиной  $2l$  вычисляли с поправкой на ширину по формуле руководства [102]

$$K_{max} = \sigma_{max} \cdot \sqrt{2l} \cdot \sqrt{\frac{\pi}{2}} \cdot \sec \frac{\pi \cdot l}{B} \cdot \left[ 1 - 0,025 \left( \frac{2l}{B} \right)^2 + 0,06 \left( \frac{2l}{B} \right)^4 \right].$$

Длительность первой стадии усталостного разрушения образца с КП определяли как разность числа циклов до разрушения и длительности развития трещины  $N_1 = N - N_2$ .

Момент зарождения трещины на кромочном КП устанавливали аналогично, но исходя из расчёта длительности роста трещины в пластине от краевой трещины длиной  $a$ , равной поперечному размеру (см. рисунок 2.1) кромочного повреждения, по подобной (2.1), кроме пределов интегрирования, формуле

$$N_2 = \int_a^{L_k} \frac{1}{v(k_{max})} dx.$$

Коэффициент интенсивности напряжений для полосы шириной  $B$  с краевой трещиной длиной  $l$  определяли по предлагаемой в руководстве [102] формуле

$$K_{max} = \sigma_{max} \cdot \sqrt{l} \cdot \left[ 1,99 - 0,41 \left( \frac{l}{B} \right) + 18,7 \left( \frac{l}{B} \right)^2 - 38,4 \left( \frac{l}{B} \right)^3 + 53,85 \left( \frac{l}{B} \right)^4 \right]$$

Применение данного метода требовало знания циклической трещиностойкости исследуемых сплавов в соответствующих средах.

### 2.5.3 Сравнение методов

Сравнение методов выделения инкубационной стадии выполнено путём их совместного применения при испытаниях образцов сплавов Д16АТ и 1163АТ с коррозионными язвами в среде лабораторного воздуха и в 3%-м растворе NaCl. На рисунках 2.23 и 2.24, а, б, в представлены зависимости отношений среднелогарифмических циклических долговечностей, определённых этими двумя методами, от параметра (1.1).

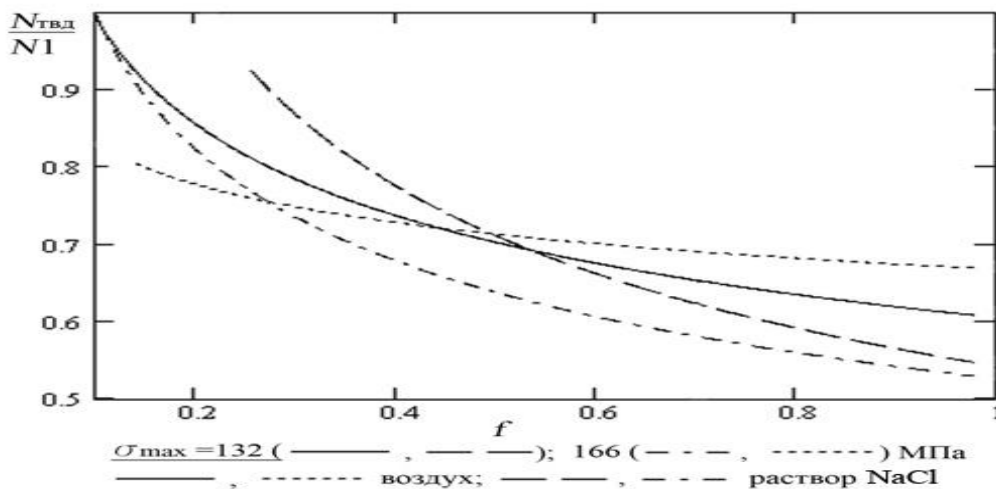


Рисунок 2.23 — Отношения циклических долговечностей зоны повреждения, определенных двумя методами, в зависимости от параметра повреждения.

Сплав Д16чАТВ, лист 3 мм

Отличия измерений зависят от уровня циклических напряжений и могут составлять до 40...50%. Важно, что при малых повреждениях результаты достаточно близкие. Низкая в сравнении с вихретоковым методом точность определения момента зарождения трещины расчётным методом не имеет

принципиального значения для задач оценки остаточного ресурса конструкции. Установление как можно малой допускаемой величины начальной трещины на КП имеет смысл, только если предъявляется требование возможности продления эксплуатации после ремонта элемента с удалением пораженного коррозией металла. В этом случае для выделения инкубационной стадии предпочтителен вихретоковый метод.

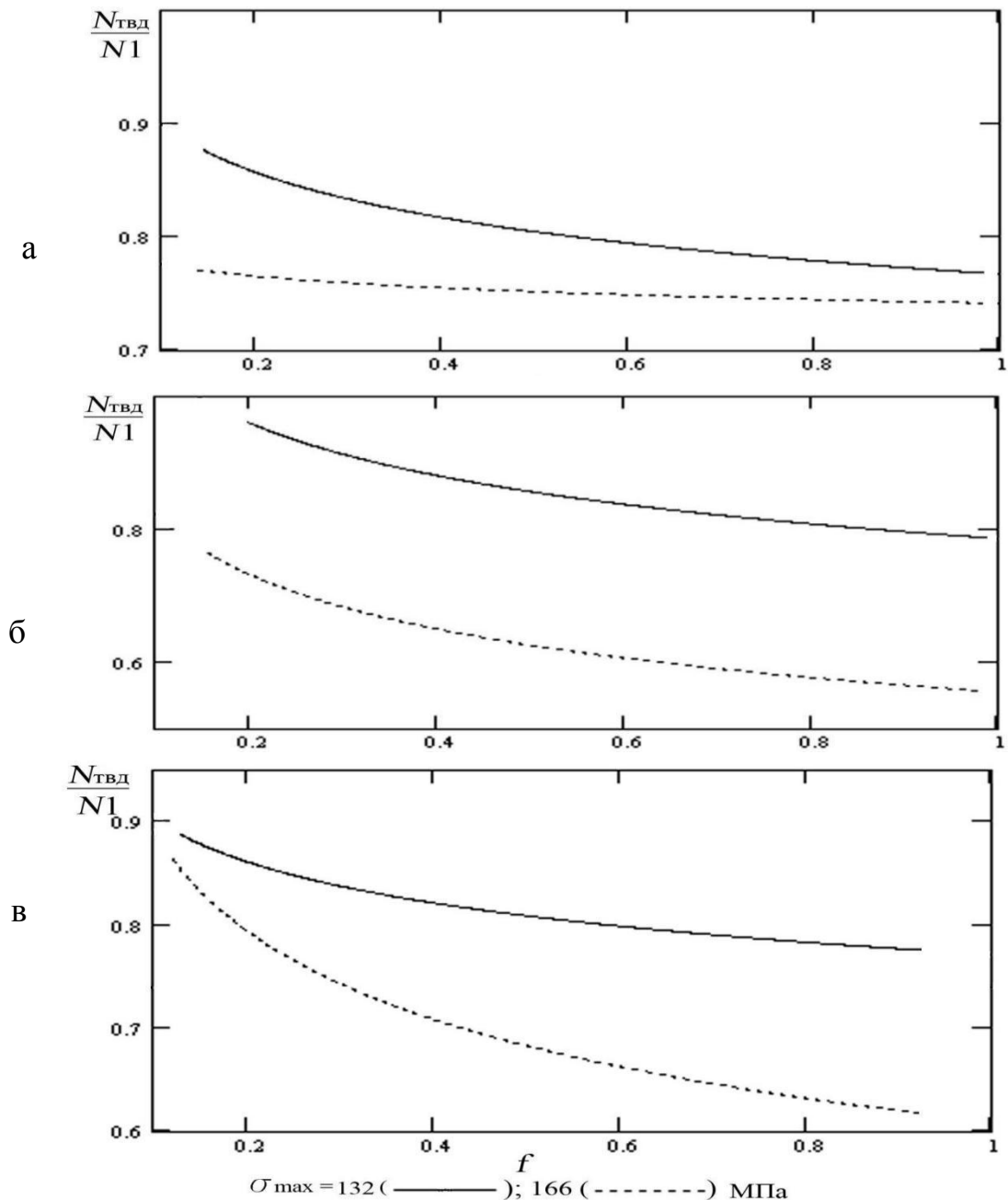


Рисунок 2.24 — Отношения циклических долговечностей зоны повреждения, определенных двумя методами, в зависимости от параметра повреждения:  
 а — сплав Д16АТ, лист 2 мм ; б — сплав 1163АТ, лист 2 мм;  
 в — сплав Д16АТ, лист 6 мм

## 2.6 Испытания в коррозионно-активных средах

### 2.6.1 Влияние среды на длительность инкубационной стадии

Процесс коррозии конструкции ЛА предполагает возможность контакта зоны повреждения с коррозионно-активной средой, например, фюзеляжного или крыльевого конденсатов. В связи с этим проведены усталостные испытания образцов сплава Д16чАТВ с предварительно созданными коррозионными язвами в жидких средах, эквивалентных по коррозионной активности самолётным конденсатам [36; 38]. Для этой цели на рабочую часть образца монтировалась камера из оргстекла, заполняемая соответствующей жидкостью, или жидкость непрерывно каплями направлялась на рабочую зону образца.

На рисунке 2.25 показаны две зависимости отношения ( $\beta$ ) среднелогарифмических чисел циклов до зарождения трещины, установленных вихретоковым методом в среде 3%-ого водного раствора NaCl и в атмосфере лабораторного воздуха, от размера повреждения (1.1).

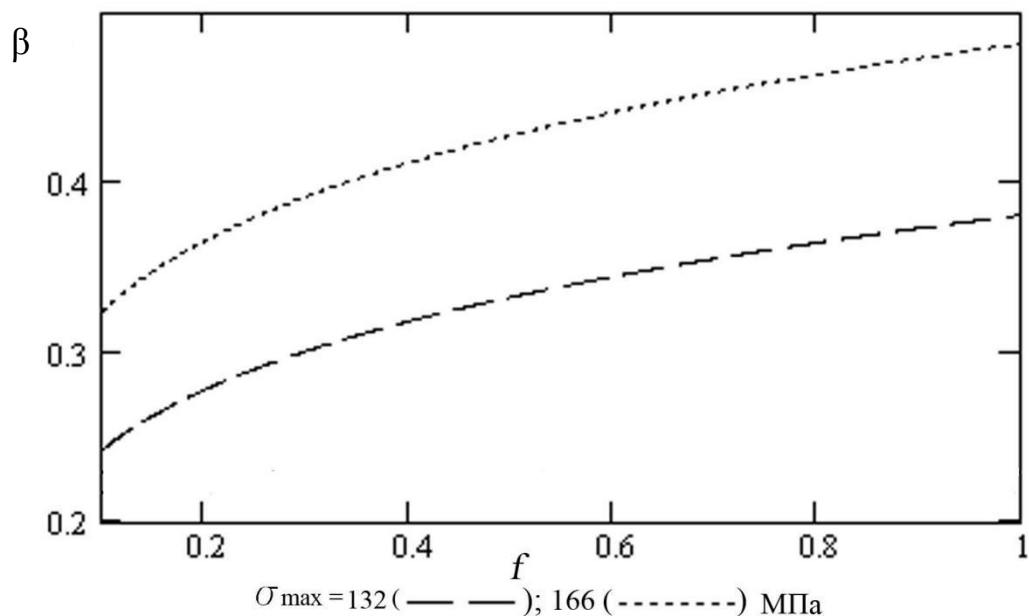


Рисунок 2.25 — Отношение долговечности по моменту возникновения поверхностной трещины ( $N_{\text{твд}}$ ) сплава Д16чАТВ (лист 3 мм) в среде водного раствора NaCl к долговечности в воздухе в зависимости от параметра повреждения. Частота циклов нагружения 3 Гц

Полученные результаты указывают на значительное влияние коррозионной среды на зарождение усталостной трещины. Практический интерес для применений расчётного метода имеют исследования влияния среды и частоты нагружения на скорость её роста.

### **2.6.2 Циклическая трещиностойкость алюминиевых сплавов в коррозионно-активных средах**

Циклическая трещиностойкость — зависимость скорости роста усталостной трещины ( $d2l/dN$ ) от максимального за цикл коэффициента интенсивности напряжений ( $K_{\max}$ ) или размаха коэффициента интенсивности ( $\Delta K$ ) — является расчётной характеристикой материала авиационной конструкции [103]; методология её определения, включая испытания в жидких средах, дана в стандарте США [104]. В России соответствующий стандарт отсутствует, а обычно применяются методические указания [102], или отраслевой стандарт [105]. Однако рекомендуемые стандартом и методическими указаниями процедуры, в частности, измерений длины трещины и дифференцирования экспериментальных данных крайне трудоёмки и создают (особенно метод секущих) повышенный разброс итоговых измерений скорости трещины [15, с. 512]. В дополнение к задаче оценки момента зарождения трещины на КП необходимость максимально точного построения зависимости скорости трещины от коэффициента интенсивности напряжений в рамках общей задачи диссертационной работы вызвана также возможностью экспериментального определения по методу Джеймса-Андерсона калибровочных зависимостей коэффициента интенсивности напряжений в сложных сборных конструкциях [106]. Вследствие этого разработаны новые методы измерений и обработки результатов испытаний.

Кинетические диаграммы усталостного разрушения получили в испытаниях в воздухе и в жидких средах образцов типа пластины с центральным положением начального надреза. Регистрация роста трещины выполнялась визуально

с помощью бинокулярной лупы с увеличением  $18^{\times}$  по наносимым меткам на поверхности образца. При испытаниях в воздухе наряду с этим способом использовалась регистрация роста трещины вихретоковым методом с помощью аппаратуры работы [101] (см. рисунок 2.21) и подобного по общей схеме п. 2.5.1 (см. рисунок 2.20) преобразователя, отличающегося от первого тем, что сердечники основных и компенсационных обмоток в виде стержней из магнитномягкого железа вставлялись в два отверстия, выполненные на оси образца. Сердечник основных измерительной обмотки и обмотки возбуждения пропусклся через отверстие с острыми боковыми надрезами — инициаторами трещин, сердечник компенсационных обмоток пропусклся через дополнительное отверстие. Второе (“компенсационное”) отверстие, естественно, выполнялось без надрезов. На рисунке 2.26 представлен общий вид преобразователя, где обмотки возбуждения и измерительные обмотки в отличие от схемы рисунка 2.20 разнесены по разные стороны образца.

Вычисление скорости роста трещины выполнялись с помощью процедуры сплайн-сглаживания [101] первичных данных эксперимента, разработанной на основе работы Ю. С. Завьялова [107].

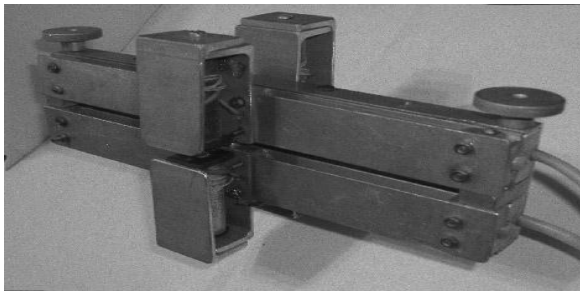


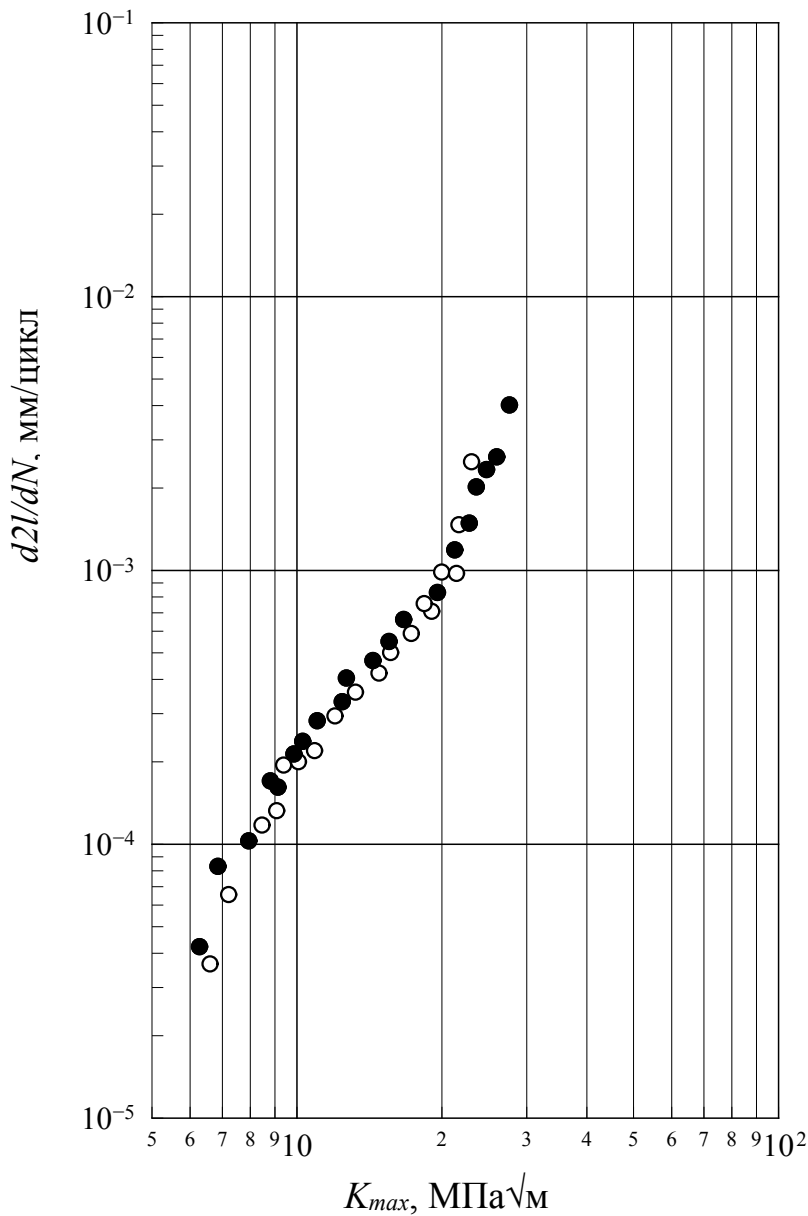
Рисунок 2.26 —  
Преобразователь для  
регистрации развития  
усталостной трещины  
в плоском образце  
с центральным надрезом

Калибровка измерительной системы выполнялась путём установления зависимости величины выходного сигнала от длины трещины по меткам на всех идентичных испытываемых в одинаковых условиях образцов и минимизацией невязок полученной зависимости с длинами трещин, замеряемым по меткам в конкретном испытываемом образце, по методу наименьших квадратов.

Коэффициент интенсивности напряжений рассчитывался по данным оригинальной работы М. Исиды [108].

Испытания образцов на воздухе выполнялись на электрогидравлической машине *MTS-10*, запись выпрямленного сигнала с преобразователя производилась непосредственно в память управляющей ЭВМ *PDP 11/34* по каналу “деформация” с использованием для организации ввода данных и дальнейшей обработки программного обеспечения испытательной машины.

Помимо атмосферы лабораторного воздуха испытания выполнили при крайних значениях возможного диапазона изменения коррозионной активности конденсатов — от дистиллированной воды до 3%-ого водного раствора NaCl. Испытания сплава Д16АТ, лист 2 мм, проведены на воздухе, в средах дистиллированной воды и 3 %-ого раствора NaCl при частотах нагружения (*fr*) 0,5; 2 (результаты практически совпали) и 40 Гц при коэффициенте асимметрии цикла  $R = 0,17$  (рисунки 2.27–2.29). Испытания сплава 1163РТВ, лист 2мм, выполнены в воздухе и в 3 %-ом растворе NaCl при частоте нагружения 2 Гц (рисунок 2.30).

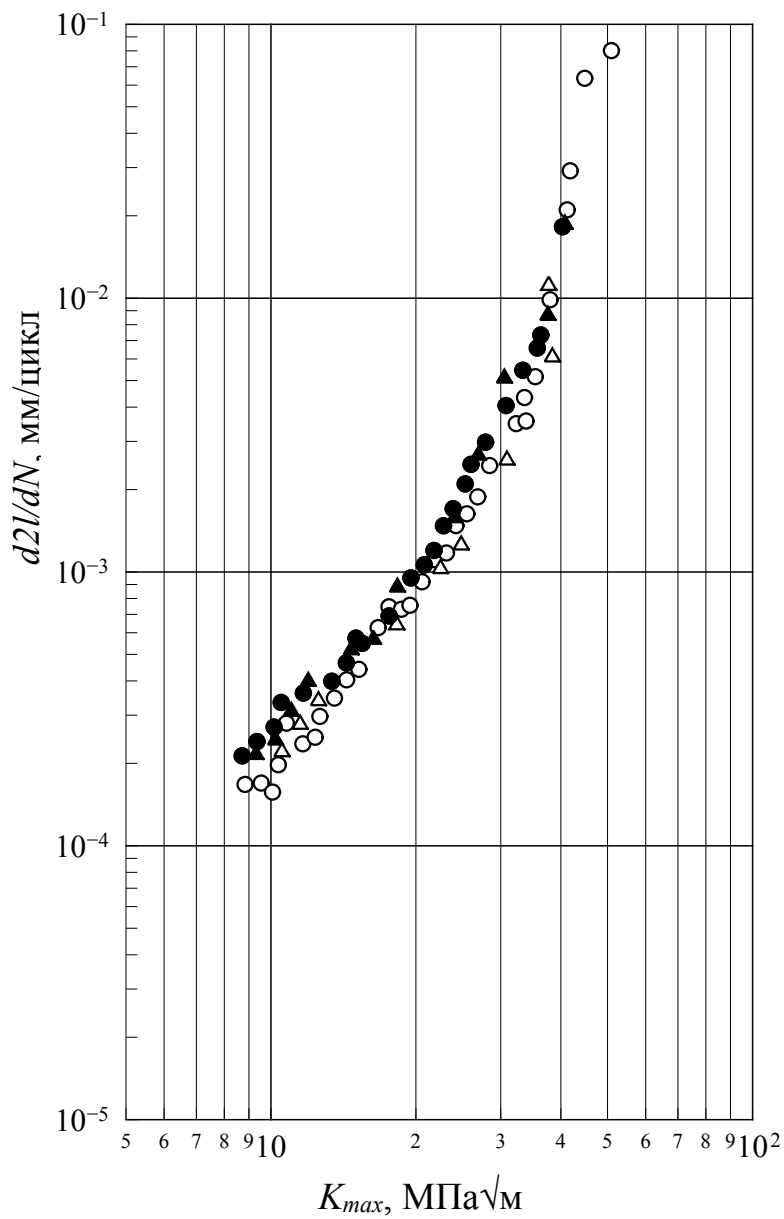


$\sigma_{вр}$ , МПа	480
$\sigma_{0,2}$ , МПа	353
$\delta$ , %	18
$R$	0,16
$f_r$ , Гц	0,5
температура, °С	18...20
Среда	
светлые символы	воздух
тёмные символы	3% NaCl

Материал: Д16АТ  
 Полуфабрикат: лист 2 мм  
 Тип образца, размеры: 100 × 250 мм  
 Место вырезки, направление: продольное Д

Рисунок 2.27 — Циклическая трещиностойкость (СРТУ) в среде воздуха и водного раствора NaCl

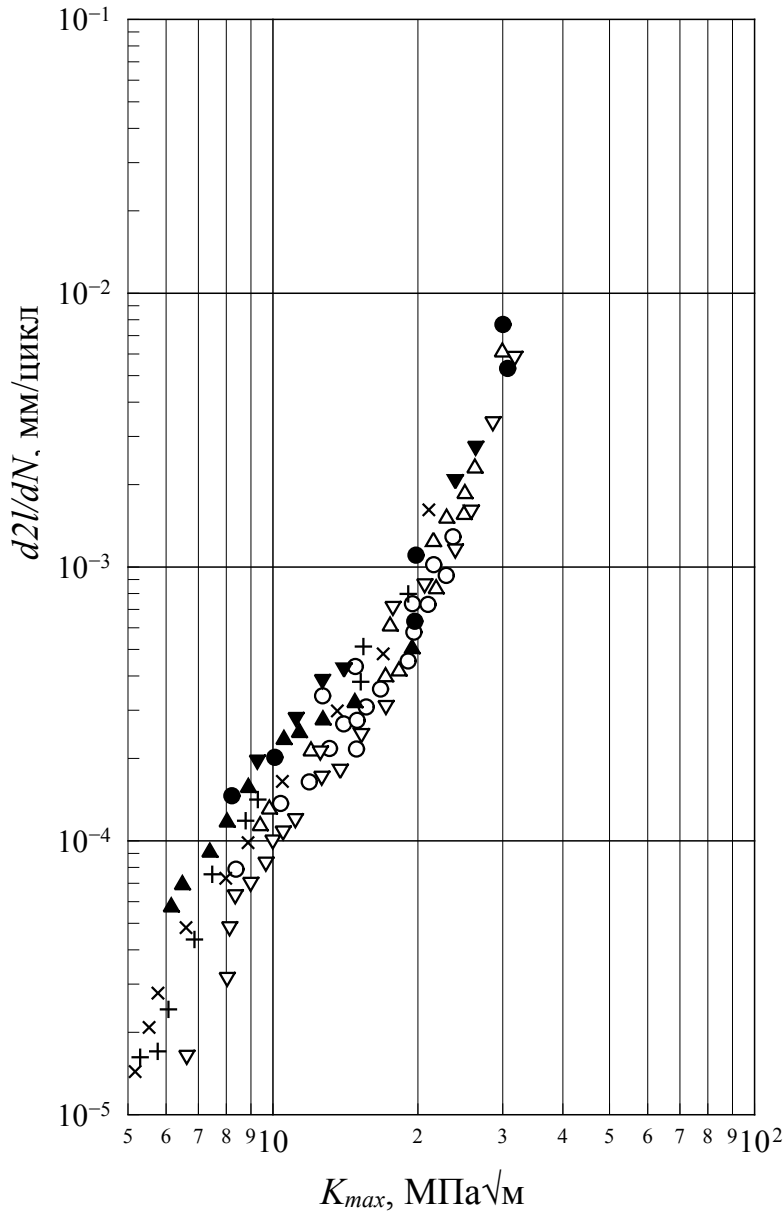




$\sigma_{вр}$ , МПа	480
$\sigma_{0,2}$ , МПа	353
$\delta$ , %	18,3
$R$	0,17
$f_r$ , Гц	2
температура, °С	18...20
Среда	
светлые символы	воздух
тёмные символы	3% NaCl

Материал: Д16АТ  
 Полуфабрикат: лист 2 мм  
 Тип образца, размеры: 100 × 250 мм  
 Место вырезки, направление: продольное Д

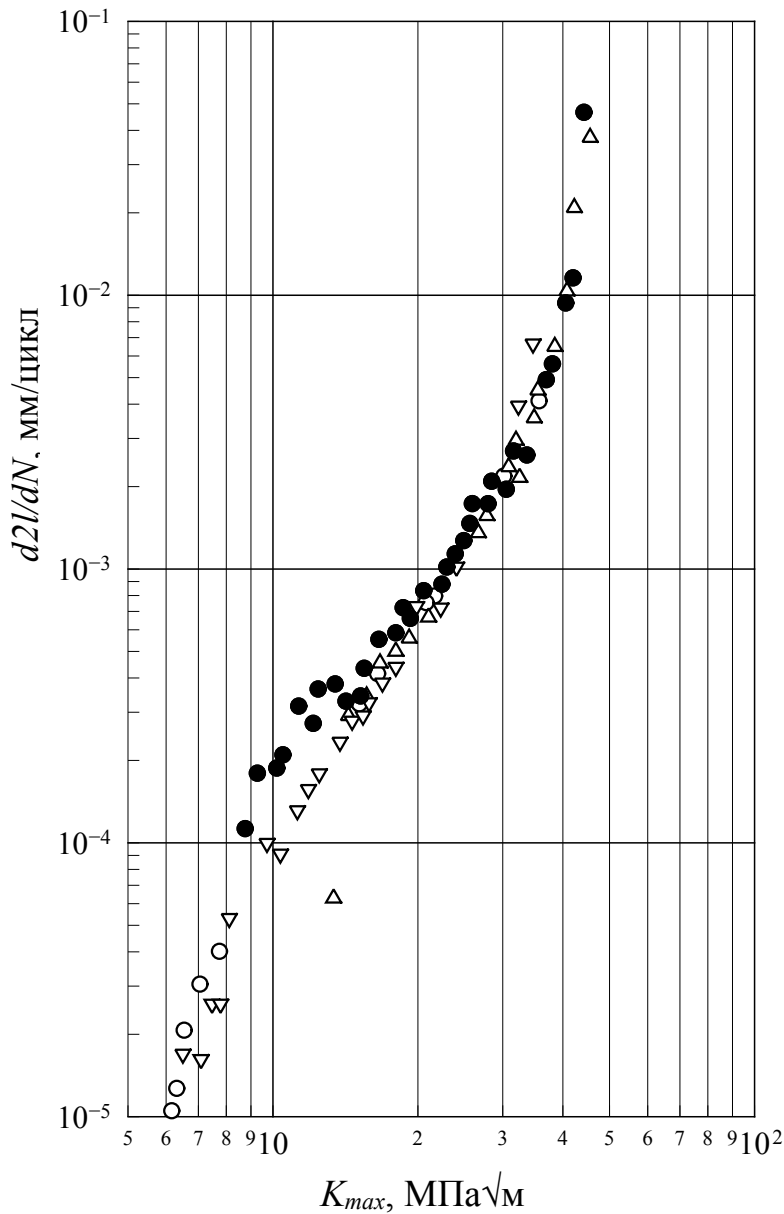
Рисунок 2.28 — Циклическая трещиностойкость (СРТУ) в среде воздуха и водного раствора NaCl



$\sigma_{вр}$ , МПа	480
$\sigma_{0,2}$ , МПа	353
$\delta$ , %	18,3
$R$	0,17
$f_r$ , Гц	40
температура, °С	20
Среда	
светлые символы	воздух
тёмные символы	3%NaCl
×, +	H <sub>2</sub> O ДИСТИЛЯТ

Материал: Д16АТ  
 Полуфабрикат: лист 2 мм  
 Тип образца, размеры: 100 × 250 мм  
 Место вырезки, направление: продольное Д

Рисунок 2.29 — Циклическая трещиностойкость (СРТУ) в среде воздуха, водном растворе NaCl и дистиллированной воде



$\sigma_{вр}$ , МПа	476
$\sigma_{0,2}$ , МПа	341
$\delta$ , %	21,6
$R$	0,16
$fr$ , Гц	2
температура, °С	~20
Среда	
светлые символы	воздух
тёмные символы	3% NaCl

Материал: 1163 РТВ

Полуфабрикат: лист 1,85 мм

Тип образца, размеры: 250 × 600, 100 × 250 мм

Место вырезки, направление: продольное

Рисунок 2.30 — Циклическая трещиностойкость (СРТУ) в среде воздуха и водном растворе NaCl

## 2.7 Выводы по главе 2

1 Повреждения от коррозии в элементах конструкции планера ЛА могут быть сведены к двум основным расчётным схемам: повреждению на поверхности пластины и повреждению её кромки.

2 Концентрация напряжений на повреждениях зависит от формы кратера в плане и в сечении; глубина повреждения является значимым, но не единственным определяющим параметром. Для узких и глубоких повреждений (типа питтингов) максимальный теоретический коэффициент концентрации может достигать величины порядка 4,4. Неровность поверхности соответственно своей форме и размерам увеличивает концентрацию напряжений.

Распределение напряжений по огибающей область расслоенного металла поверхности модели расслаивающей коррозии мало отличается от распределения для такой же по форме и размерам поверхности коррозионной язвы.

3 Справочные данные, необходимые для расчётных оценок сопротивления усталости материалов конструкции с КП, могут быть получены в испытаниях небольших по размерам образцов, т. к. существенное изменение НДС в зоне повреждения имеет место только при снижении отношения ширины образца к ширине КП по поверхности ниже четырёх.

4 Для имитации КП конструкции планера ЛА более всего подходит метод анодной поляризации, соответствующий естественному процессу электрохимической коррозии и обеспечивающий создание повреждений требуемой формы, размеров и, отчасти, видов коррозии.

5 Для разделения стадий усталостного разрушения образцов и фрагментов конструкции ЛА с КП предлагаются вихретоковый метод неразрушающего контроля и альтернативный ему расчётный метод, основанный на определении длительности роста трещины. Разработана аппаратура для вихретокового метода и алгоритмы обработки результатов экспериментов. Усталостными испытаниями образцов алюминиевых сплавов с КП в атмосфере и жидких коррозионно-активных средах проведено сравнение точности двух методов. Второй метод более прост в применении, универсален, но менее точен и мало пригоден при

наличии требования исключить замену повреждённой коррозией детали при ремонте.

6 С применением разработанных методов исследовано влияние среды и частоты циклического нагружения на зарождение и скорость роста трещины в рассматриваемых в работе конструкционных алюминиевых сплавах. Результаты эксперимента являются справочными данными для расчётов длительности инкубационной (до зарождения трещины) стадии, а также дают оценку совместного воздействия типовых коррозионно-активных сред и циклического нагружения в диапазоне частот 0,5...40 Гц. Отработанная методика может быть использована для получения экспериментальных данных при более низких частотах и сложных спектрах коррозионно-механического воздействия, необходимых для обоснования расчётных значений характеристик прочности конструкционных материалов с учётом повреждений и влажности.

### **ГЛАВА 3 МЕРА КОРРОЗИОННОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ. МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ МЕТАЛЛА С ПОВРЕЖДЕНИЕМ**

Из п. 1.4 следует, что известные из литературных источников определяющие долговечность параметры КП могут применяться для оценки эксплуатационных повреждений только подобных по виду и форме повреждениям экспериментально полученной справочной базы данных. Данный факт можно объяснить тем, что большинством рассмотренных в разделе 1 методов ускоренного искусственного выращивания КП различных размеров в условиях, отличающихся только временем экспозиции, как правило, самопроизвольно создаются сходные по форме кратеры, в случае незначительной анизотропии структуры металла стремящиеся принять круглую форму в плане. Такое явление наиболее выражено в случае травления кислотой, когда процесс происходит настолько быстро, что какие-либо структурные неоднородности металла не успевают себя проявить. Для исчерпывающей характеристики формы и размеров геометрически правильных кратеров, например, образованных поверхностью параболоида вращения или сфероида необходимы, учитывая симметрию, два независимых измерения. Условие конфигурационного подобия снимает необходимость одного из них, и потому глубина такого кратера в силу наличия функциональной зависимости размеров однозначно определяет и площадь миделя, и объём, и другие возможные показатели размера повреждения. Небольшие отклонения конфигураций в условиях естественного усталостного рассеяния долговечности, как и относительно небольшое количество отличающихся форм кратеров в выборке, не могут иметь существенного влияния на осредняемые результаты усталостных испытаний и потому параметры “глубина”, “площадь сечения миделя”, “объём” (масса) или любой другой параметр, характеризующий размеры КП, оказываются практически эквивалентными [74]. Нет разницы в выборе меры и тогда, когда

форма кратера произвольная, но все кратеры выборки геометрически подобны друг другу.

Таким образом, задача определения меры сводится к определению такой характеристики величины повреждения, которая инвариантна к его форме в достаточном для практических применений диапазоне её изменений.

### 3.1 Обоснование выбора меры

Усталостное разрушение от любого вида КП практически всегда происходит по сечению миделя (см. рисунки 2.15–2.18, 2.22 и рисунок 3.1, а). Следовательно, геометрические характеристики миделя должны присутствовать в определяющей долговечность мере.

В отличие от кратера с гладкой поверхностью, где при усталостном нагружении зарождается, как правило, только одна трещина (рисунок 3.1, б), корродированная поверхность провоцирует зарождение нескольких трещин.

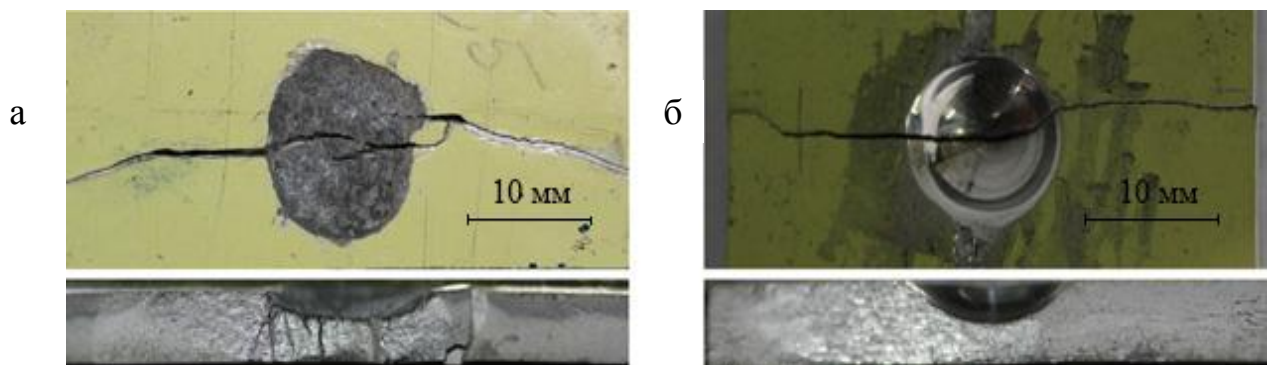


Рисунок 3.1 — Типичные изломы образцов с коррозионной язвой (а) и гладкой поверхностью кратера (б)

Факт увеличения числа очагов усталостного разрушения на повреждённом коррозией металле хорошо известен и более выражен в случаях коррозионно-активных сред [88; 109].

Из результатов многочисленных исследований и статистических теорий усталостного разрушения, в частности, работ В. Вейбулла, Н. Н. Афанасьева, Г. В. Ужика, И. А. Одингга, В. П. Когаева [86; 110–112], известно, что

сопротивление усталости детали при прочих равных условиях определяется размерами области максимально напряженного металла, где и происходит зарождение усталостных трещин. Для КП аналогичный эффект снижения долговечности при увеличении размеров области напряженного металла тем более ожидаем вследствие наличия дополнительных из-за неровности корродированной поверхности концентраторов напряжений. Это должно следовать из дополнительной концентрации напряжений, повышения вероятности более раннего зарождения трещины при увеличении числа примерно одинаковых концентраторов напряжений — потенциальных источников усталостного разрушения — и ускорения роста малых трещин из-за взаимного влияния соседних. Вполне очевидно, что эту область (как и фактический коэффициент максимальной концентрации напряжений) для КП различных размеров и конфигураций с различным микрорельефом корродированной поверхности нельзя определить одним элементарным размером, например, глубиной.

Для рассматриваемых в работе моделей КП (см. рисунок 2.1) область максимально напряженного металла расположена вдоль сечения миделя. Протяженность и ширина этой области для случайно возникшего КП являются случайными величинами с неизвестными законами и параметрами распределений, зависящими от формы язвы, уровня напряжений и рельефа корродированной поверхности. Задачу формируем в постановке поиска такой размерной характеристики КП, которая приемлемо точно следует при изменениях формы изменениям комплексной характеристики концентрации напряжений и размеров области с максимальными напряжениями на поверхности повреждения.

Рассмотрим распределения концентраций напряжений ( $K_t$ ) по сечению моделей язв осесимметричных форм с гладкой поверхностью одной площади сечения, но с различной крутизной контура, построенные по данным расчётов НДС раздела 2 на рисунках 3.2–3.4 [113]. Толщина пластины принята равной единице, координата  $s$  — расстояние по контуру от точки максимальной глубины язвы до выхода контура на поверхность пластины.



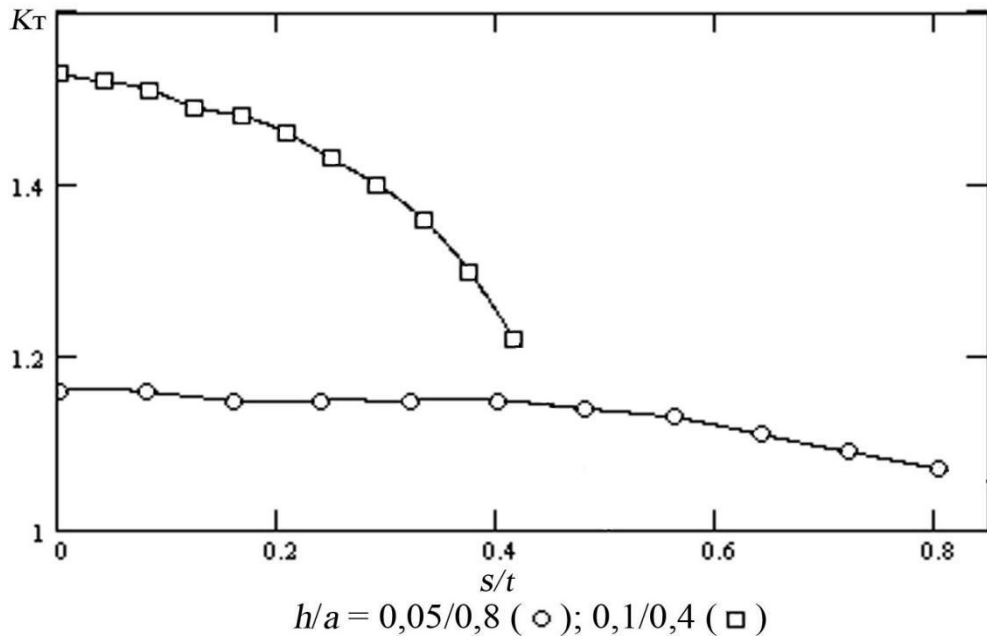


Рисунок 3.2 — Распределения концентрации напряжений по контуру двух моделей КП типа параболоида вращения с площадью сечения миделя  $F = 0,053 \cdot t^2$

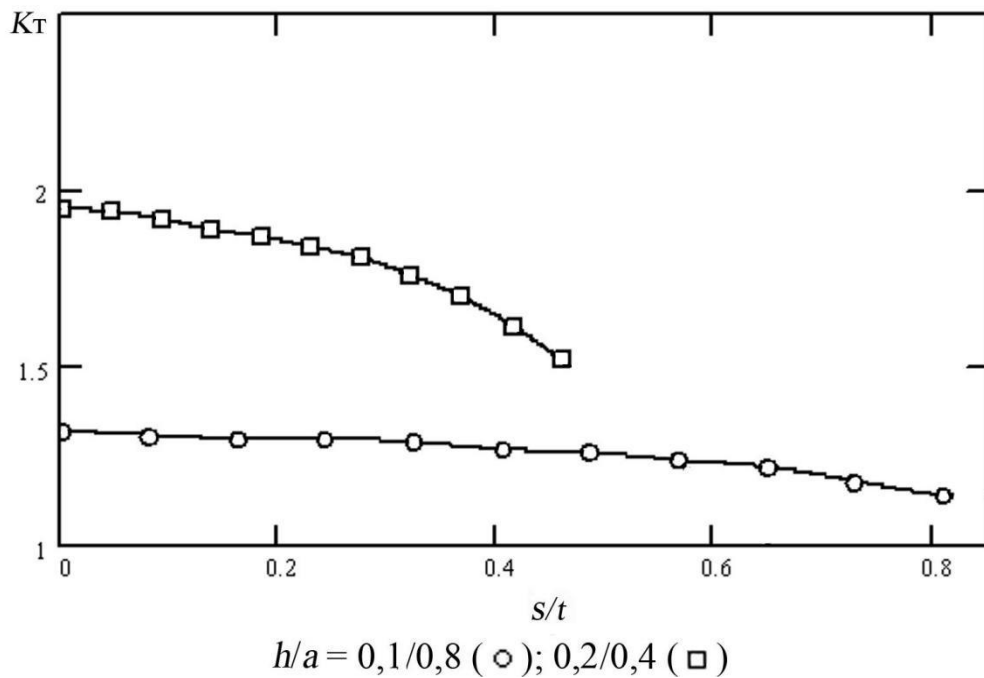


Рисунок 3.3 — Распределения концентрации напряжений по контуру двух моделей КП типа параболоида вращения с площадью сечения миделя  $F = 0,107 \cdot t^2$

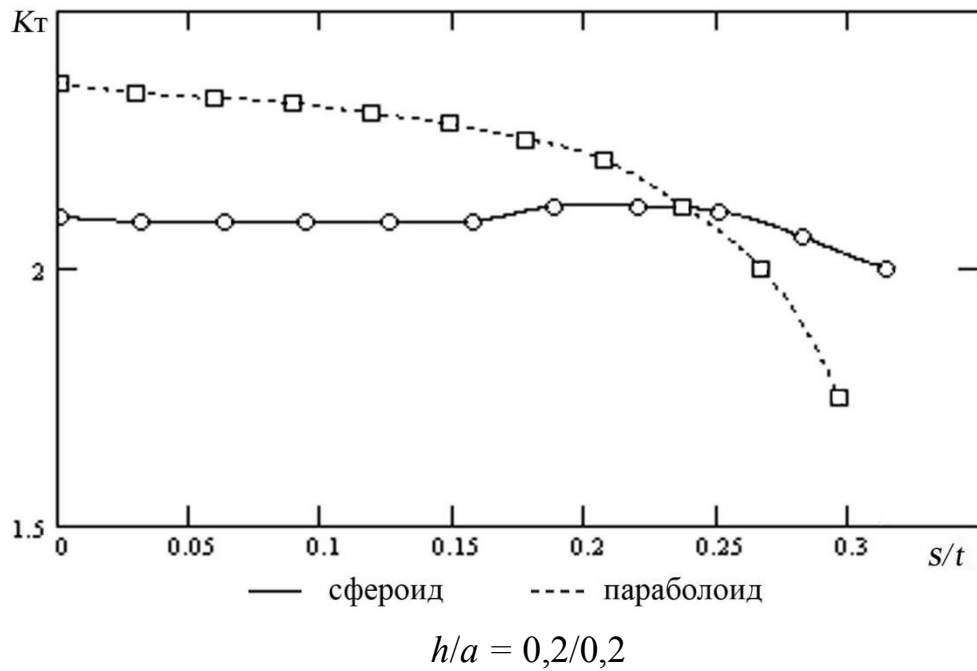


Рисунок 3.4 — Распределения концентрации напряжений по контуру моделей КП типа параболоида и сфероида с площадью сечения миделя  $F = 0,053 \cdot t^2$

Из рисунков видно, что для осесимметричных язв при переходе к более крутой или более пологой форме, или изменении формы контура от дуги окружности к параболе и наоборот, при условии сохранения неизменной площади сечения имеют место встречные изменения концентрации напряжений и размеров области. Качественно аналогичны при том же условии встречные изменения концентрации и размеров при вытяжке или сжатии таких язв (разной крутизны в сечении миделя) в эллипсоиды (см. рисунок 2.6). Таким образом, при условии равенства площадей миделя искомая комплексная характеристика размеров области и концентрации напряжений в ней при изменениях формы КП изменяется заведомо меньше, чем каждый в отдельности из определяющих форму язвы размеров. Это предполагает возможность применения площади сечения язвы ( $F$ ) как косвенной, пусть и приближённой, меры этой исходной характеристики как для осесимметричных, так и умеренно удлинённых и умеренно укороченных в плане язв различной крутизны, причём это применимо и для кромочных повреждений, если кромочное повреждение рассматривать как половину поверхностного. Данные положения явились основанием для выбора площади сечения миделя как меры КП в работе [71].

Для практических применений данная мера не всегда удобна, т. к. даже в пределах одного элемента конструкции, например панели, толщина металла обычно непостоянна. Устраняет этот недостаток представление меры в форме (1.1) [72]. Формулу (1.1) можно представить в виде

$$f = \frac{h}{t} \cdot \frac{q}{t},$$

где  $q = \frac{F}{h}$  — средняя по сечению ширина язвы (рисунок 3.5).

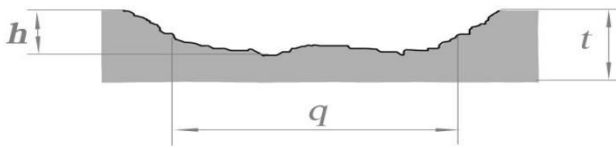


Рисунок 3.5 — Схема измерений язвы

Первый множитель — относительная глубина — определяет в основном концентрацию напряжений на язве. Второй, приближённо, — относительную протяженность области максимально напряженного металла.

Однако (см. рисунок 2.6), относительная глубина практически не влияет на концентрацию напряжений при значениях менее, примерно, 7% исходной толщины металла. Это ограничивает область применения данного варианта меры.

Исходя из п. 2 выводов главы 2, очаг расслаивающей коррозии можно рассматривать как коррозионную язву, образованную огибающей расслоенный металл поверхностью.

Выводы, основанные во многом на качественных оценках, требовали экспериментального подтверждения.

## 3.2 Исследования зависимости долговечности от меры повреждения

### 3.2.1 Повреждения типа осесимметричных язв

Уже из результатов исследований Н. Н. Воронкина [37, 67] (см. рисунок 1.1) видно [114–116], что зависимости долговечности от глубины и диаметра коррозионной осесимметричной язвы могут быть аппроксимированы функцией одного переменного — площади сечения. Действительно, если перестроить

полученные им данные в зависимости от площади, то все кривые рисунка 3.6, а сливаются в одну, показанную на рисунке 3.6, б. Выпадающие из общей зависимости результаты испытаний, обозначенные перечеркнутыми символами, относятся к случаям сквозных язв — другому случаю повреждений, выходящему за рамки исследований настоящей работы как не представляющие существенного практического интереса.

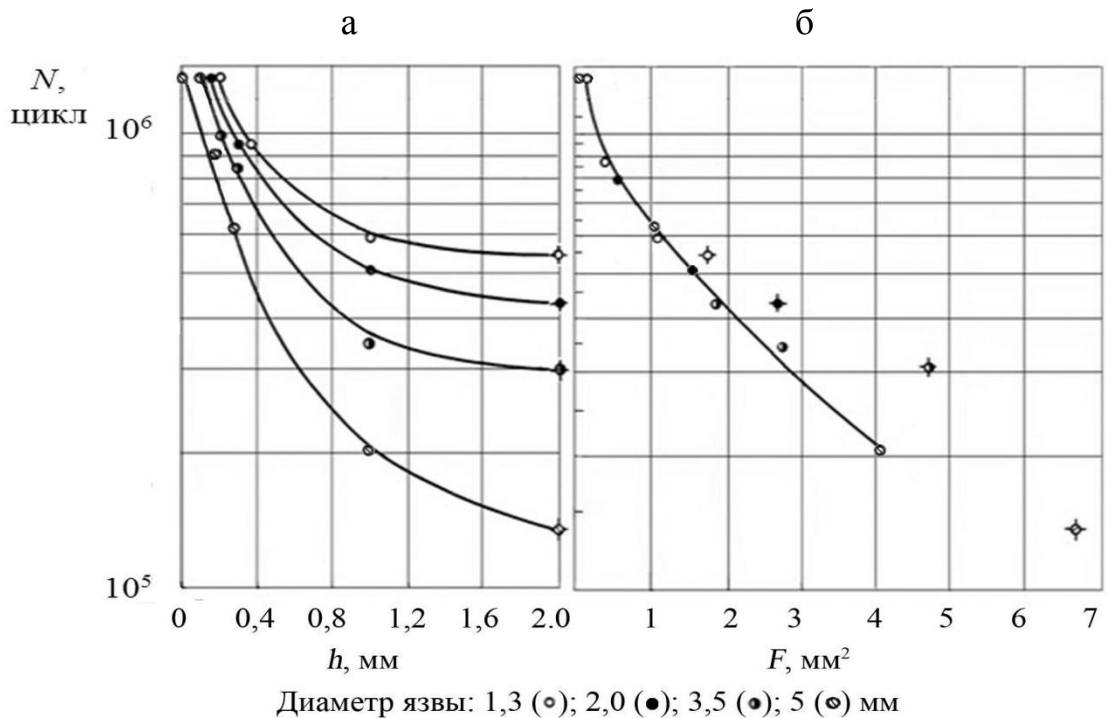


Рисунок 3.6 — Зависимости циклической долговечности образцов из листа Д16АТ толщиной 2 мм с коррозионными язвами при симметричном изгибе (амплитуда напряжений  $\sigma_a = 113$  МПа) от глубины и диаметра [37] или площади сечения язвы

Рассмотрим результаты усталостных испытаний образцов с КП как зависимости циклической долговечности по моменту зарождения усталостной трещины ( $N_{твд}$ ) от меры повреждения, определяемой формулой (1.1), и от предлагаемых другими авторами геометрических характеристик: относительных глубины ( $h/t$ ) и диаметра на поверхности ( $2a/t$ ) (обозначения размеров см. на рисунке 2.1). Ограничимся графическим представлением на рисунках 3.7, а, б, в данных зависимостей для трёх исследованных в работе алюминиевых сплавов от первой меры (зависимости от остальных имеют качественно подобный вид, отличаясь величиной рассеяния).

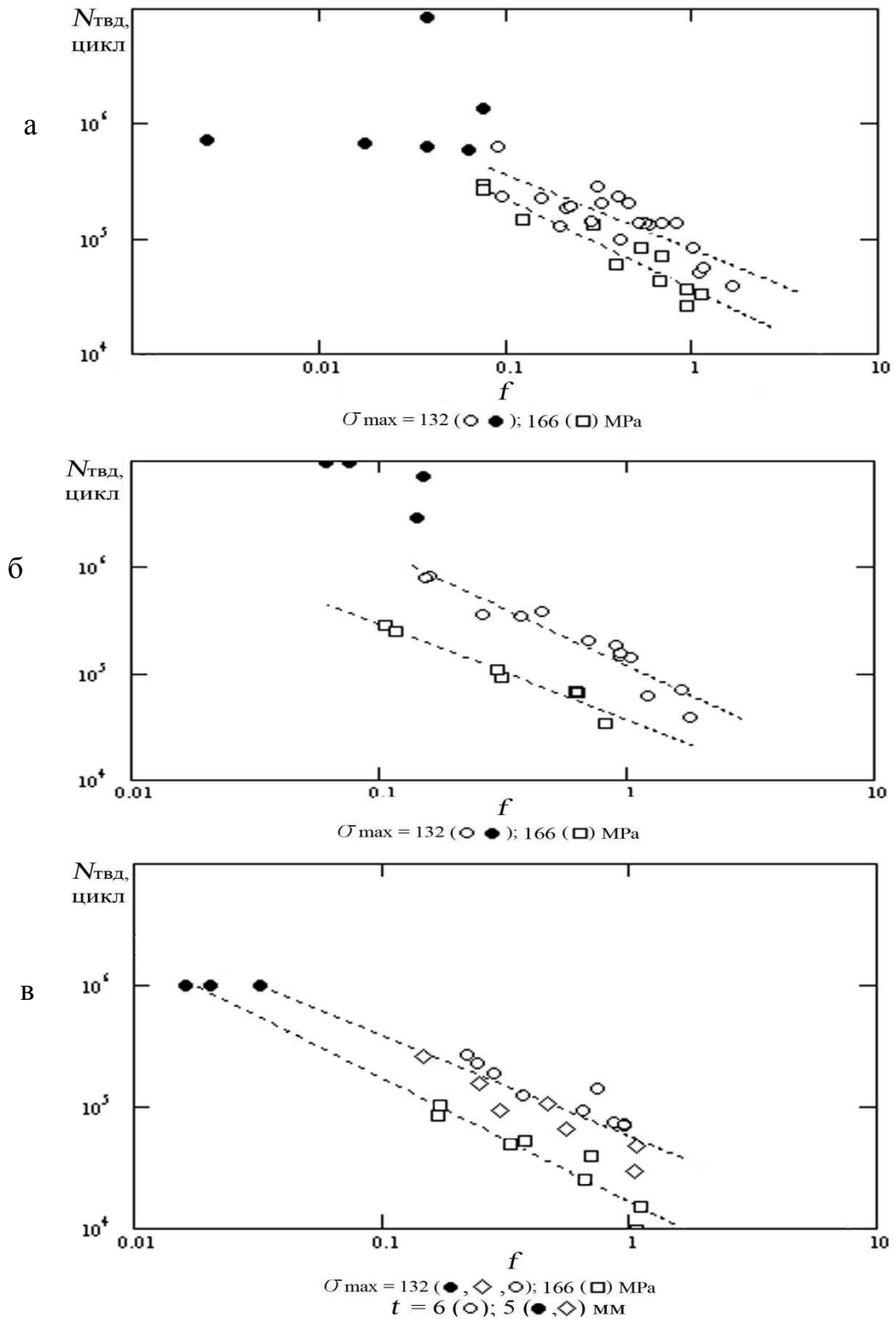


Рисунок 3.7 — Результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения:

а — сплав Д16АТ, лист толщиной 2 мм; б — сплав 1163АТ, лист 2 мм;  
 в — сплав Д16АТ, лист 6 мм или фрезерованный с обеих сторон до толщины 5 мм  
 Тёмными символами обозначены образцы, разрушившиеся не по КП или отработавшие базу испытаний.

По результатам данного эксперимента в работе [71] впервые были сделаны выводы, явившиеся основанием для всех последующих разработок: металл с повреждением сохраняет значительную долю несущей способности, с увеличением размеров язвы циклическая долговечность монотонно снижается. Разброс результатов при использовании предложенной меры относительно невелик и позволяет уверенно выделить влияние уровня нагрузки. Для каждого уровня нагрузки существует практически линейный в двойных логарифмических координатах участок зависимости долговечности от единой меры повреждения. Линии регрессии — зависимости логарифма циклической долговечности зоны КП ( $Y_j = \lg N1$ ) от логарифма меры повреждения ( $x_j = \lg f$ ) определяются формулой

$$Y_j = a_j + b_j(x - \bar{x}_j), \quad (3.1)$$

где:  $\bar{x}_j = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}$ ,  $a_j = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}$ ,  $b_j = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x}) a_j}{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$ ,  $j$  определяет уровень ( $\sigma_{\max}$ ) напряжений в испытаниях,  $n$  — объём выборки на каждом уровне отнулевого цикла.

Из результатов испытаний также следует, что существует пороговая величина повреждения, ниже которого источниками разрушения становятся дефекты самого материала. Данное явление было обнаружено С. Е. Павловым и подтверждено Н. Н. Воронкиным (см. рисунок 1.1).

Исходя из статистической природы явления усталости металлов и множественности факторов, оказывающих в большей или меньшей степени влияние на сопротивление усталости зоны КП, является очевидным принять за критерий отбора определяющей циклическую долговечность меры максимально достижимую тесноту (силу) связи между ними. Для участков линейной зависимости на рисунке 3.7 таким критерием является коэффициент корреляции между логарифмом циклической долговечности зоны повреждения и логарифмом меры повреждения. В таблице 3.1 представлены выборочные по данным исходных экспериментов для разрушившихся по язвам образцов коэффициенты корреляции для мер  $f$ ,  $h/t$  и  $2a/t$ .

Таблица 3.1 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью и сравниваемыми мерами повреждения

Сплав	$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения		
		$f$	$h/t$	$2a/t$
Сплав Д16АТ, лист 2 мм	132	-0,829	-0,791	-0,653
	166	-0,927	-0,913	-0,936
1163АТ, лист 2 мм	132	-0,954	-0,851	-0,902
	166	-0,980	-0,973	-0,916
Сплав Д16АТ, лист 6 и 5 мм	132	-0,810	-0,812	-0,781
	166	-0,906	-0,933	-0,890

О форме язв в данных трёх экспериментах можно судить по рисунку 3.8, где представлены результаты измерений глубины и ширины по поверхности язв испытанных образцов. Наиболее схожие по форме язвы были созданы на образцах из листа толщиной 6 мм сплава Д16АТ и образцах из того же листа, фрезерованном до толщины 5 мм. Для этого случая коэффициенты корреляции практически совпадают для мер  $f$  и  $h/t$ . Для сплава Д16АТ, лист 2 мм, подобие язв в образцах соблюдается хуже — модули коэффициентов корреляции оказались выше для площади. Для сплава 1163АТ, лист 2 мм, язвы отличаются формой — корреляция выше для площади. Для меры — диаметра по поверхности ( $2a/t$ ) — также наблюдается связь с долговечностью, но эта зависимость менее устойчива, что можно объяснить тем, что края язв обычно растравлены и положение диаметра оказывается трудно определяемым. В отличие от диаметра измерение глубины и площади сечения трудности не представляет.

Данные закономерности — практическое совпадение коэффициентов корреляции для рассматриваемых мер повреждения при геометрическом подобии форм и повышение тесноты связи долговечности с площадью сечения при нарушениях подобия — наблюдаются во всех случаях выполненных исследований алюминиевых конструкционных сплавов (рисунки 3.9–3.12, таблицы 3.2–3.5).

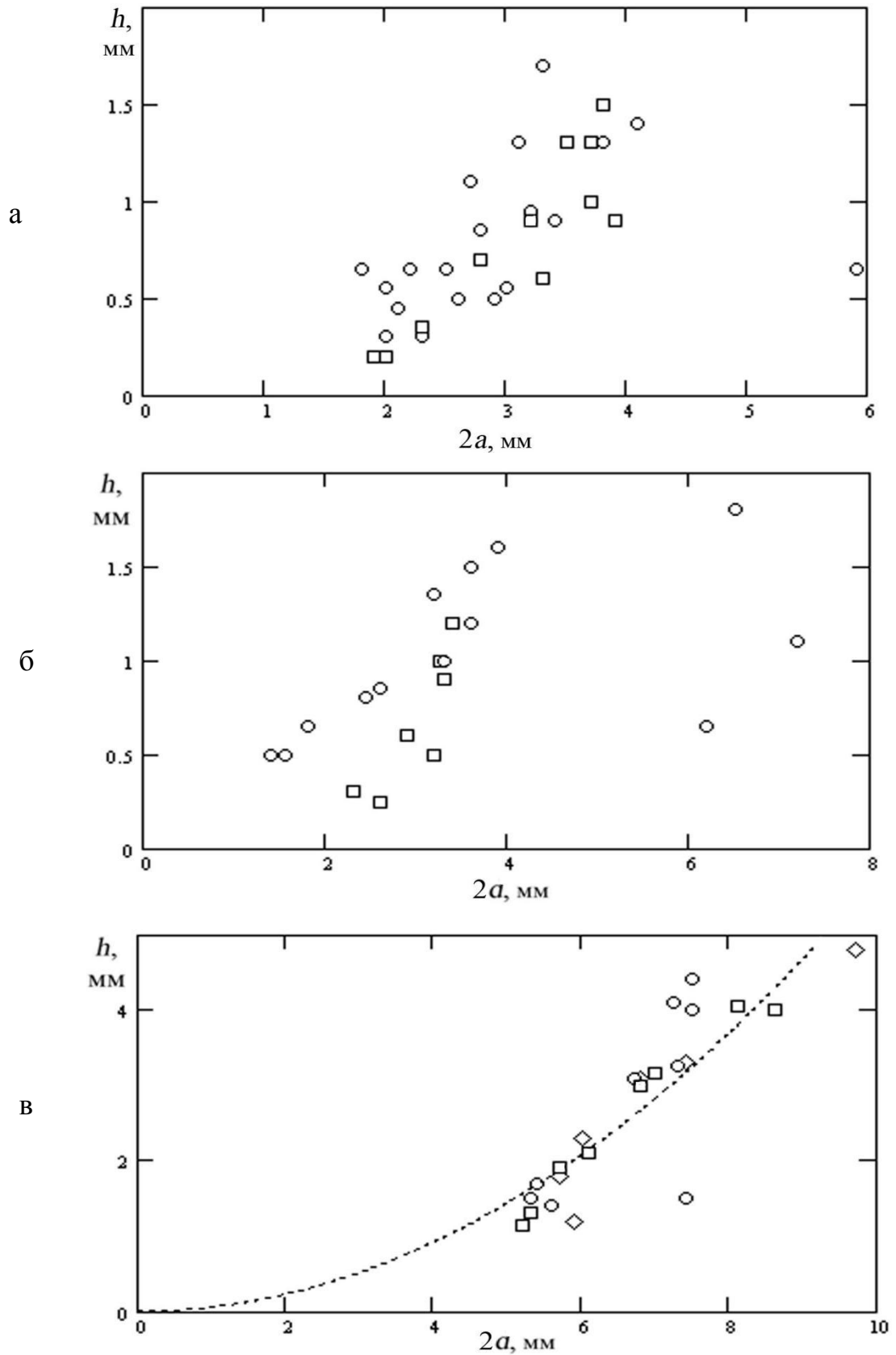


Рисунок 3.8 — Результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв: а — сплав Д16АТ, лист 2 мм; б — сплав 1163АТ, лист 2 мм; в — сплав Д16АТ, лист 6 мм или фрезерованный до толщины 5 мм



Таблица 3.2 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью  $N1$  и мерами КП. Сплав Д16чАТ,  $t = 3,47$  мм, обшивка нижней панели крыла самолёта Ту-154М

$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения		
	$f$	$h/t$	$2a/t$
98	-0,912	-0,508	-0,814
132	-0,876	-0,568	-0,668

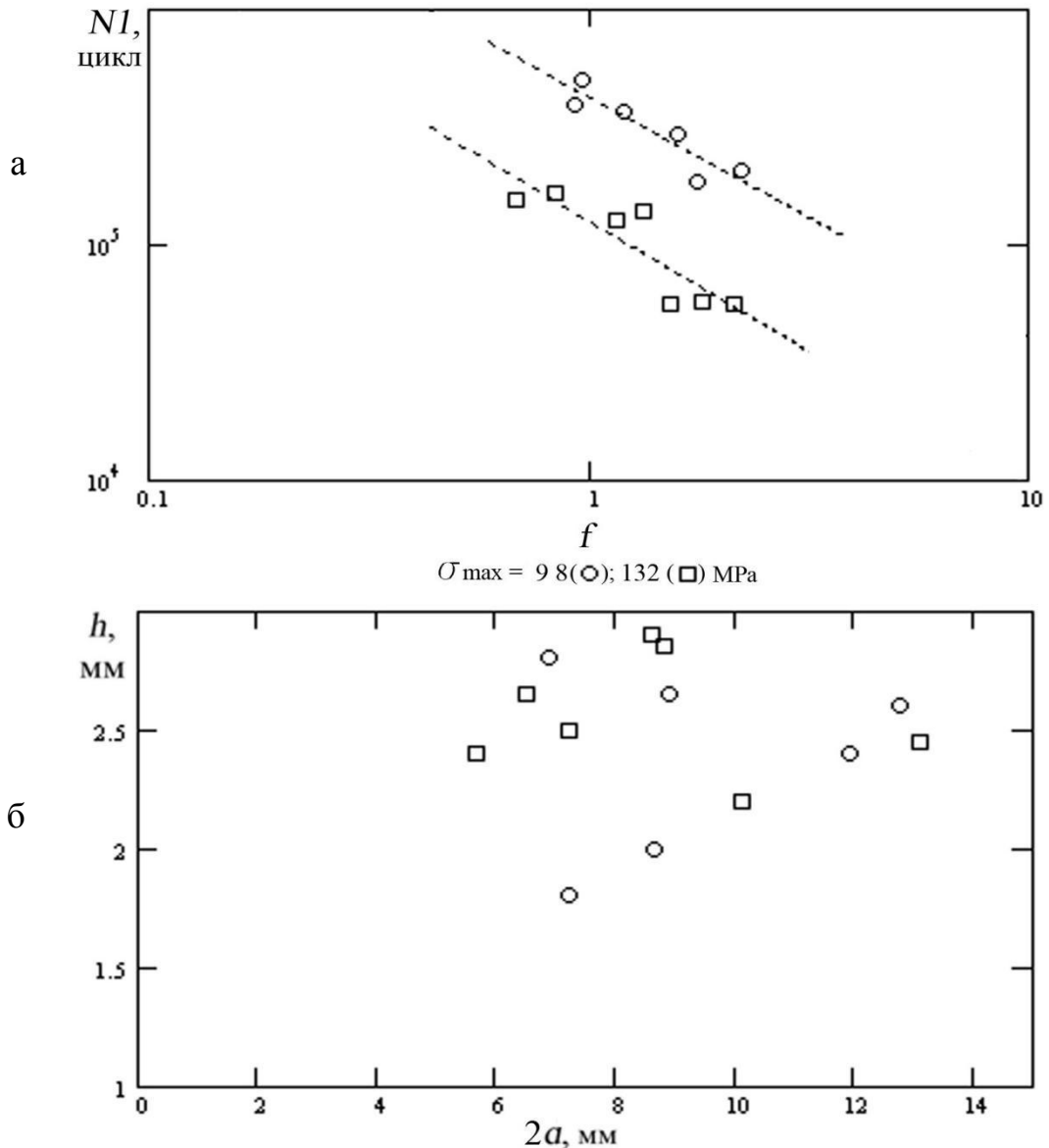


Рисунок 3.9 — Сплав Д16чАТ,  $t = 3,47$  мм, обшивка нижней панели крыла самолёта Ту-154М:

- а — результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения;
- б — результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв

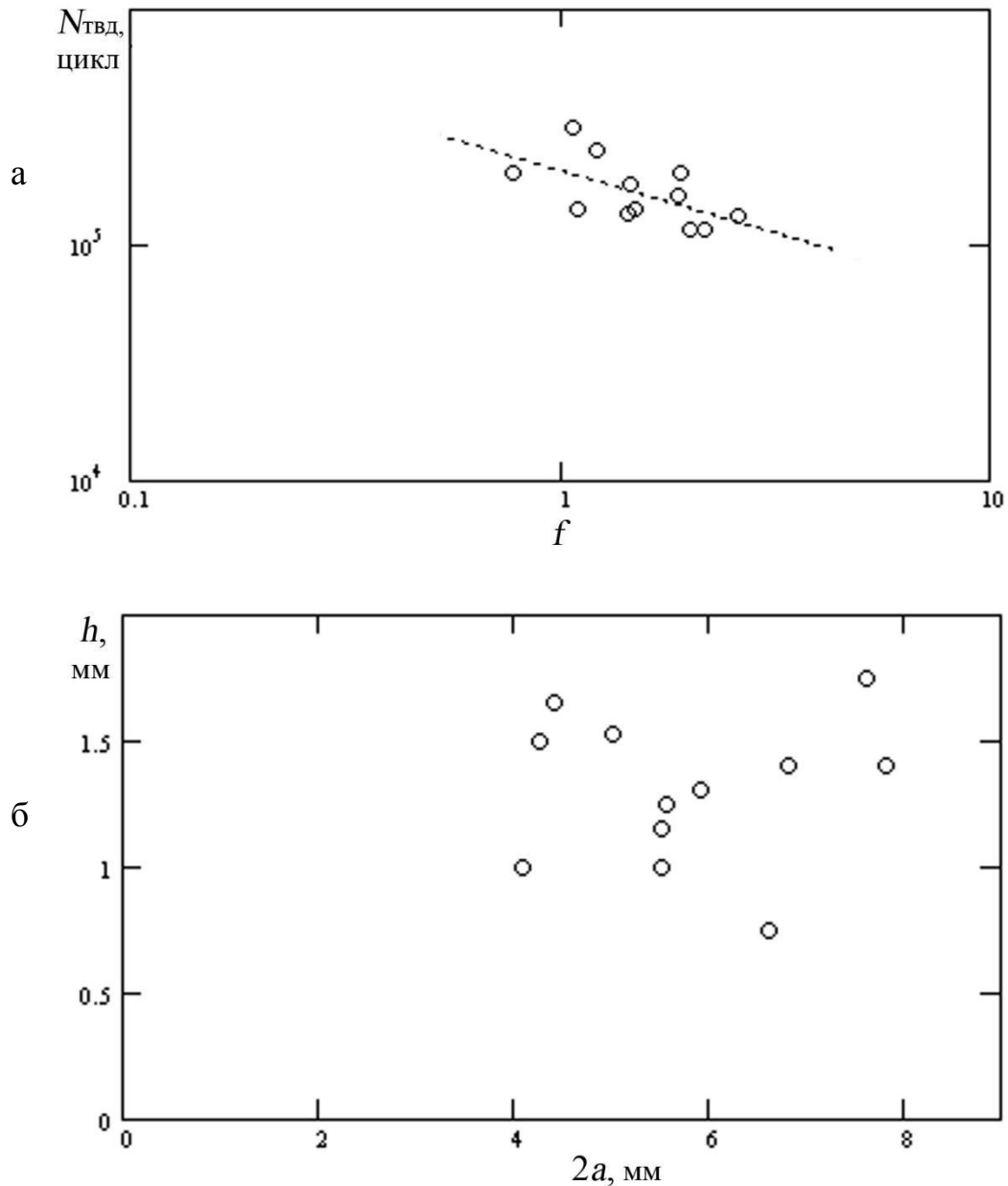


Рисунок 3.10 — Сплав Д16чАТ,  $t = 2,1$  мм, обшивка нижней панели ОЧК самолёта Ту-154Б:

- а — результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения;  
 б — результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв

Таблица 3.3 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью  $N_{твд}$  и мерами КП. Сплав Д16чАТ,  $t = 2,1$  мм, обшивка нижней панели ОЧК самолёта Ту-154Б

$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения		
	$f$	$h/t$	$2a/t$
132	-0,584	-0,513	-0,613

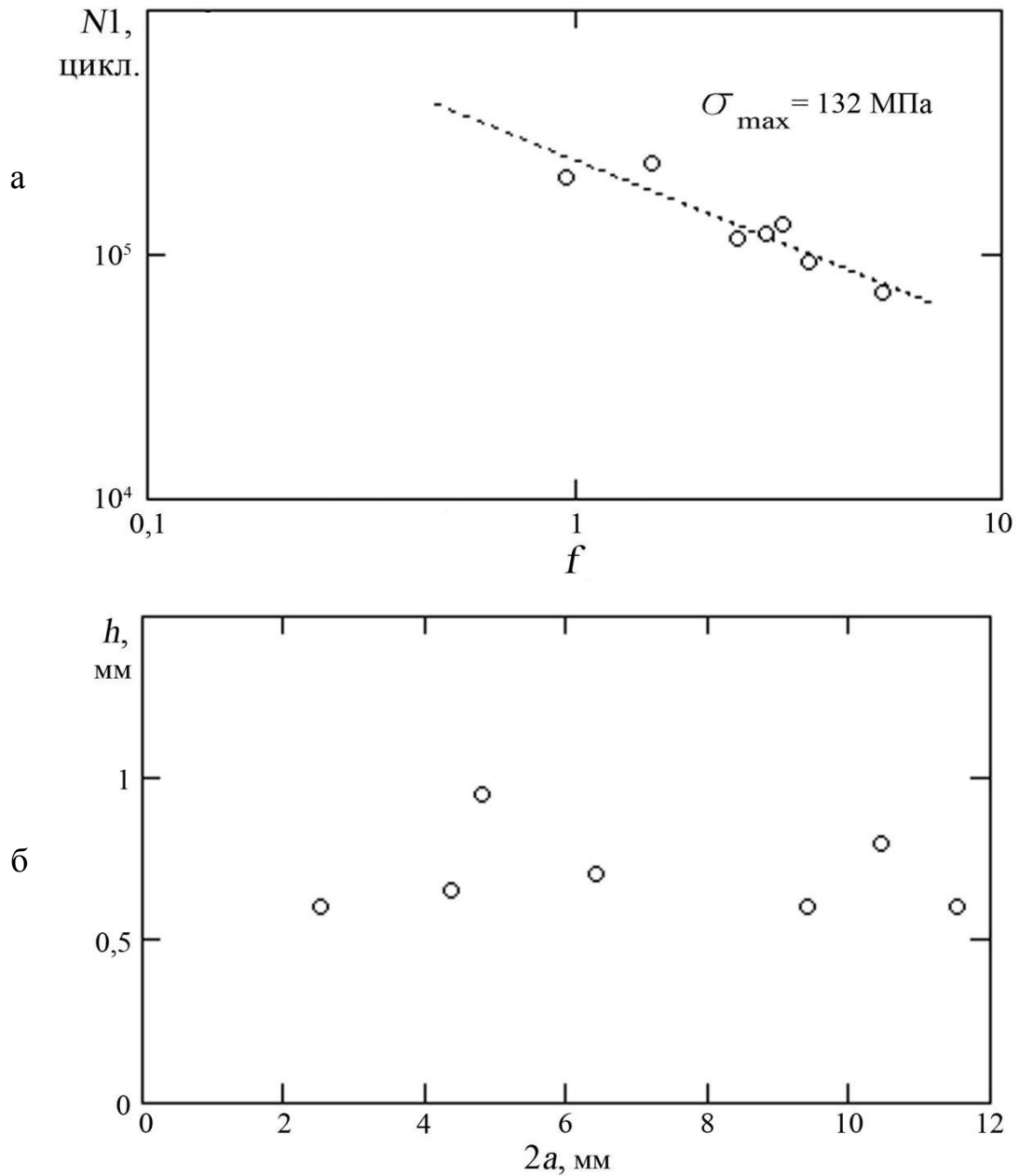


Рисунок 3.11 — Сплав Д16чАТ,  $t = 1,12$  мм, обшивка фюзеляжа самолёта Ту-154М:  
 а — результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения;  
 б — результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв

Таблица 3.4 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью и мерами КП. Сплав Д16чАТ,  $t = 1,12$  мм, обшивка фюзеляжа самолёта Ту-154М

$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения		
	$f$	$h/t$	$2a/t$
132	-0,924	-0,275	-0,830

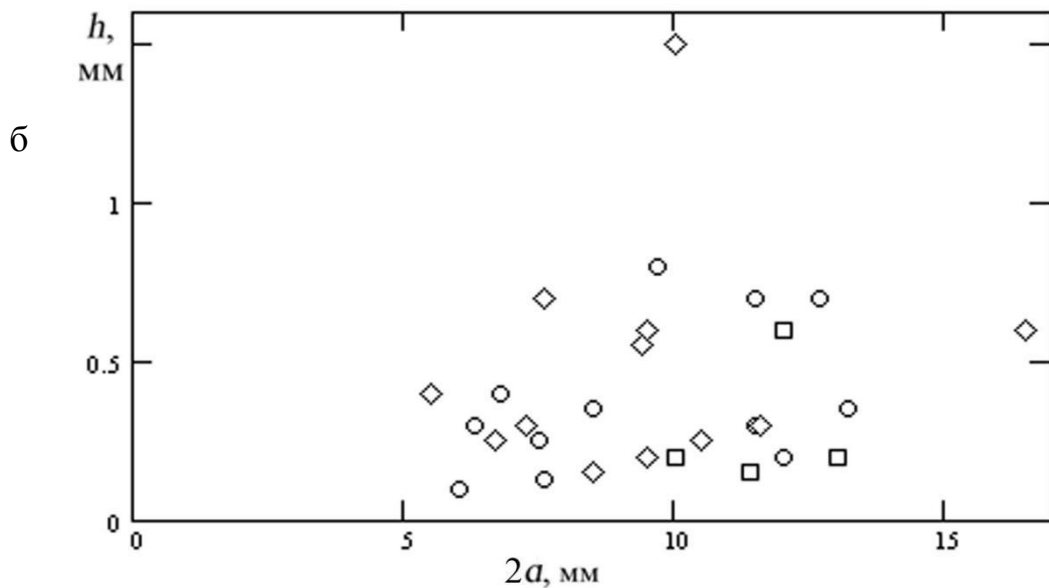
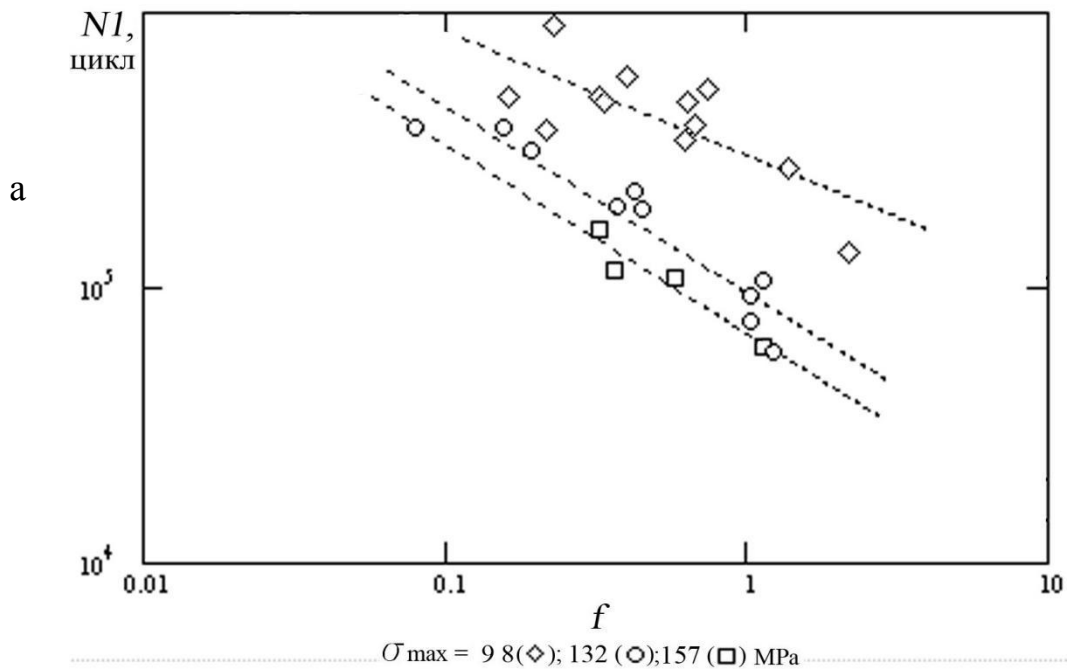


Рисунок 3.12 — Сплав В95пчТ2,  $t = 2,25$  мм:

а — результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения;

б — результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв

Таблица 3.5 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью и мерами КП. Сплав В95пчТ2,  $t = 2,25$  мм

$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения		
	$f$	$h/t$	$2a/t$
98	-0,866	-0,787	-0,202
132	-0,944	-0,71	-0,866
157	-0,958	-0,973	-0,288

Вопрос целенаправленно исследован в экспериментах с моделированием КП фиксированных форм. На образцах сплава Д16АТ, лист 3 мм, были выращены осесимметричные коррозионные язвы трёх типов (рисунок 3.13), контуры сечений которых хорошо аппроксимируемы параболами вида  $h = k \cdot (2a)^2$ . В данной формуле  $h$  — текущее значение ординаты от дна язвы,  $2a$  — текущая ширина (диаметр) язвы.

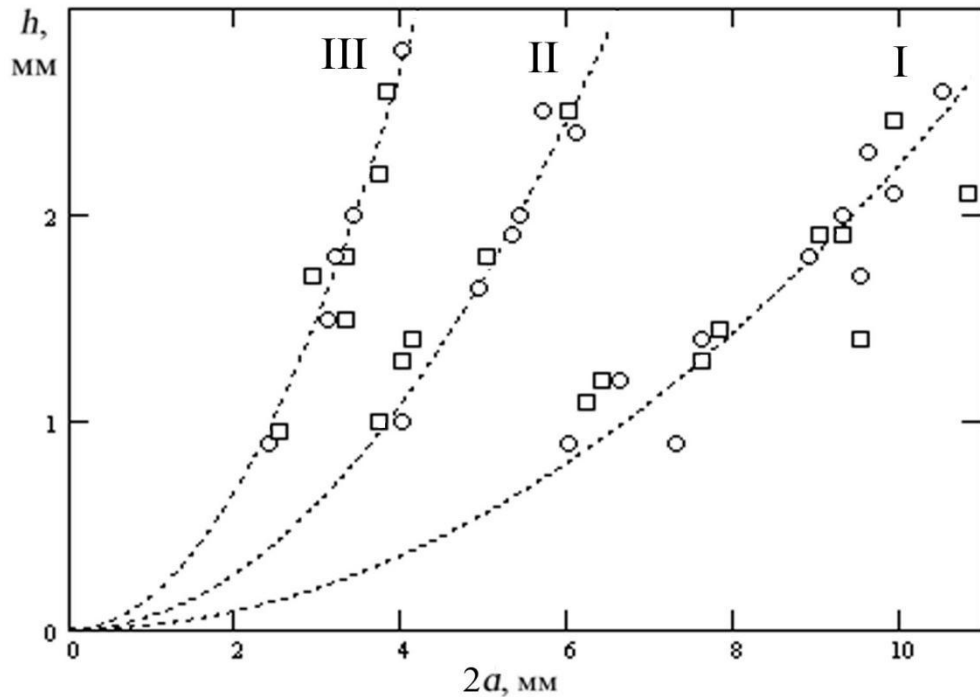


Рисунок 3.13 — Три типа язв — результаты измерений глубины и ширины по поверхности язв в эксперименте на сплаве Д16АТ, лист 3 мм

Таблица 3.6 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью  $N_{твд}$  и мерами КП. Сплав Д16АТ, лист 3 мм

Тип язвы	$k$	$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения		
			$f$	$h/t$	$2a/t$
I	0,087	132	-0,909	-0,924	-0,809
		166	-0,738	-0,606	-0,570
II	0,281	132	-0,561	-0,485	-0,548
		166	-0,851	-0,900	-0,888
III	0,674	132	-0,956	-0,98	-0,967
		166	-0,75	-0,847	-0,822
Все типы	—	132	-0,861	-0,608	-0,737
		166	-0,819	-0,634	-0,684

Если для каждого типа язвы не выявляется преимущество той или другой меры, то, рассматривая данные эксперимента все вместе, очевидна более тесная связь долговечности с площадью сечения. Возможность применения данной меры для всех типов язв иллюстрируется рисунками 3.14, а и б.

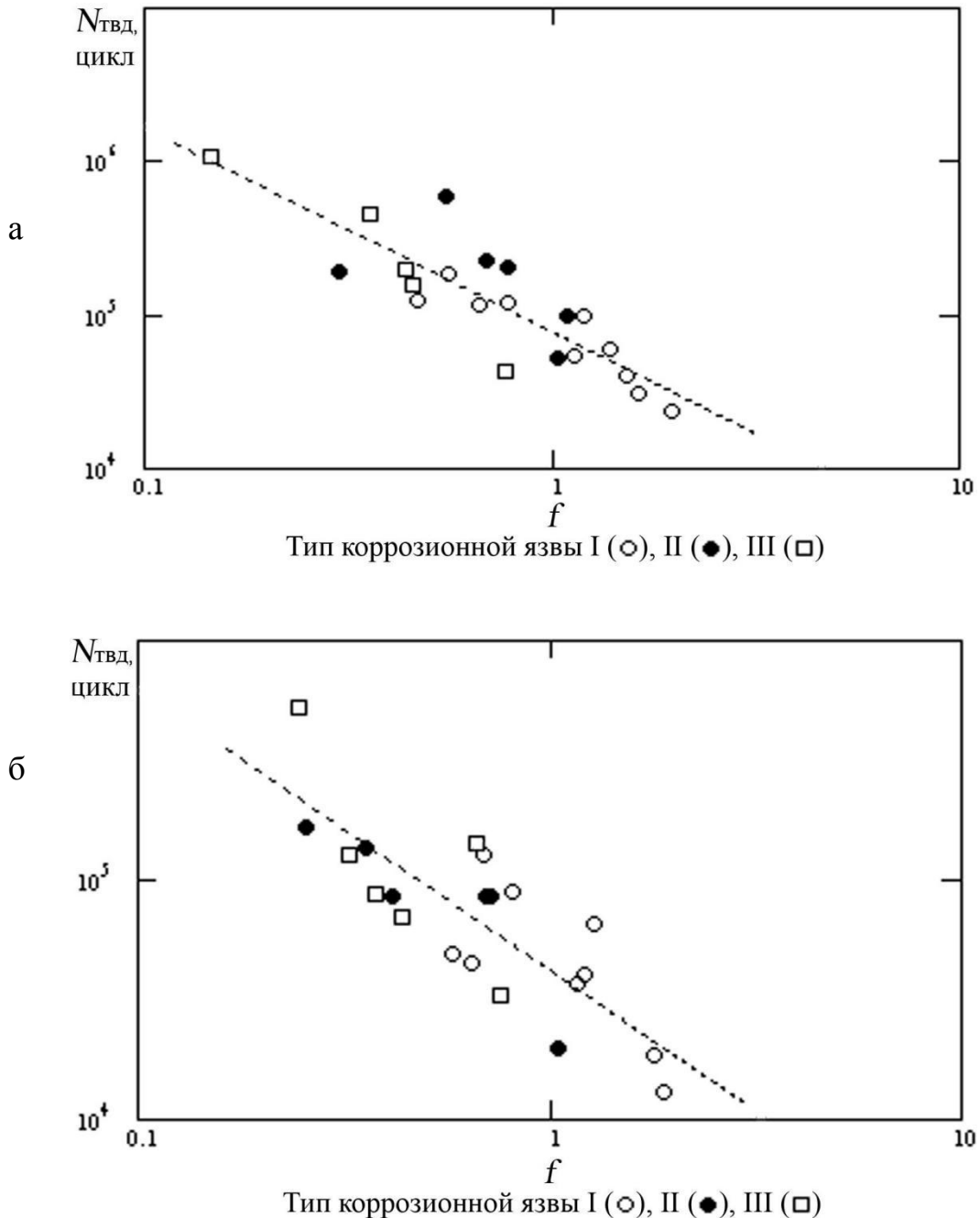


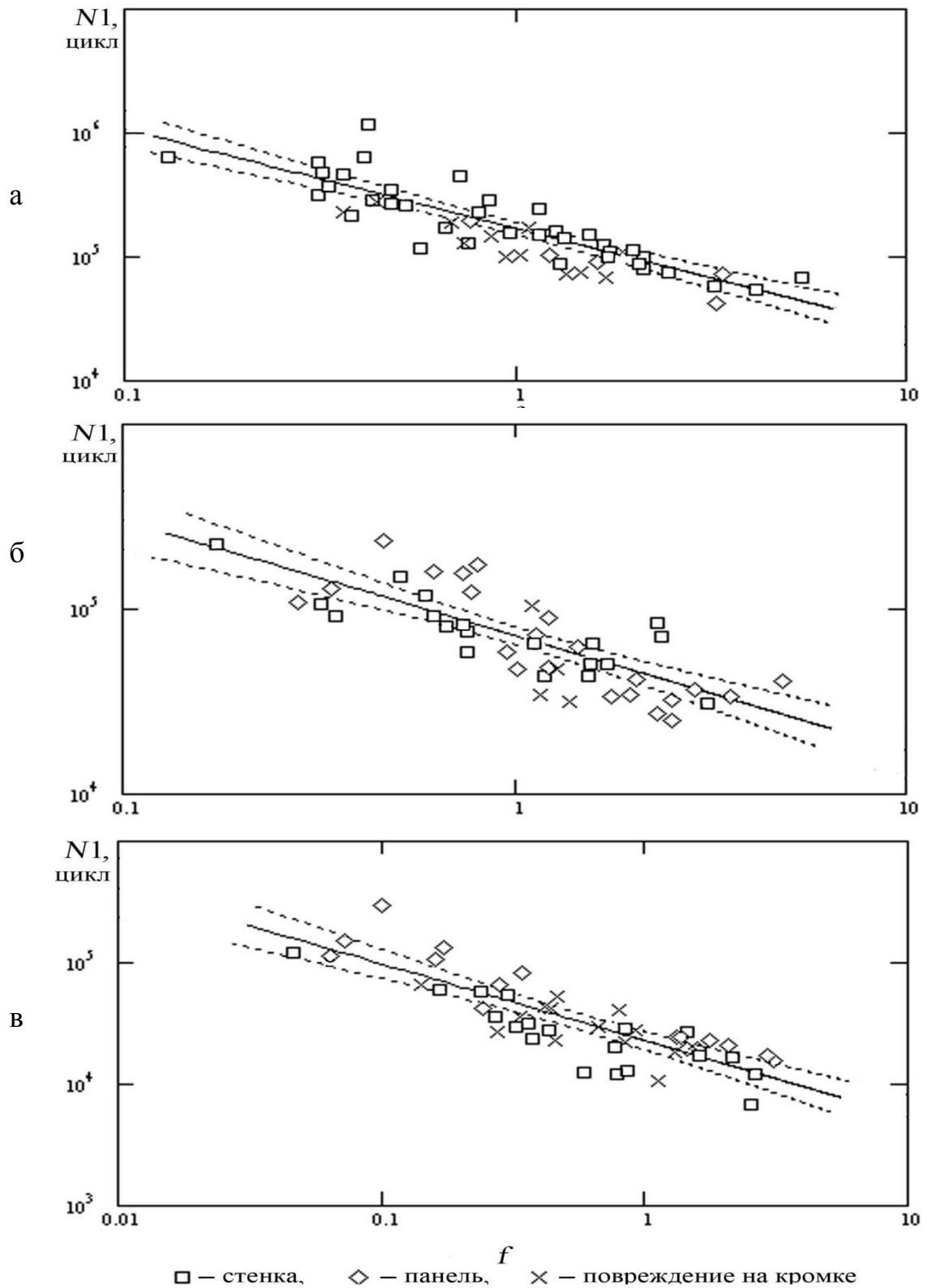
Рисунок 3.14 — Результаты эксперимента и кривая регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения. Сплав Д16АТ, лист 3 мм.  
 $\sigma_{\max} = 132$  (а),  $166$  (б) МПа

Данные эксперименты подтвердили преимущество меры (1.1) для поверхностных язв преимущественно осесимметричной формы при мало отличающихся или постоянных толщинах металла.

### **3.2.2 Повреждения произвольных форм и положений в элементах конструкции различной толщины**

Эксперимент выполнен на максимально различающихся по толщине и размерам образцах сплава В95пчТ2, вырезанных из стенок штампованных лонжеронов ОЧК и верхней панели центроплана планера самолёта (см. рисунки 2.9–2.10). Обеспечивалось максимально возможное разнообразие конфигураций как поверхностных, так и кромочных повреждений (несколько примеров видов язв и изломов показаны на рисунках 2.15–2.18). Отношения продольных размеров к поперечным как поверхностных, так и кромочных язв находились в диапазоне от 0,8 до 2,5. Толщина металла изменялась от 1,95 мм до 4,5 мм. На рисунке 3.15 представлены результаты испытаний. При построении графиков в качестве меры кромочных повреждений в формуле (1.1) использовалась удвоенная площадь сечения по миделю кромочной язвы.

Совпадение долговечностей зон кромочных повреждений с данными поверхностных язв и результаты корреляционного анализа в таблице 3.7 показывают возможность применения единой меры повреждения — относительной площади — как для поверхностных, так и кромочных повреждений и различных толщин материала, подтверждают все ранее сделанные выводы и предположения.



$\sigma_{\max} = 98$  (а),  $132$  (б),  $176$  (в) МПа;

----- — границы 95%-ной доверительной области

Рисунок 3.15 — Результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения.

Металл стенок и верхней панели ОЧК. Сплав В95пчТ2,  
 $t = 1,95 \dots 4,5$  мм. КП на поверхности и на кромке



Таблица 3.7 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью по моменту зарождения трещины для поверхностных и кромочных язв в металле стенок ОЧК и верхней панели центроплана и мерами коррозионного повреждения (знак “минус” перед значением коэффициента опущен)

$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения											
	Материал стенок лонжеронов ОЧК						Верхняя панель центроплана			Объединённая выборка образцов из стенок ОЧК и верхней панели центроплана		
	поверхностная язва			язва на кромке			поверхностная язва			поверхностная язва		
	$F$	$f$	$h/t$	$F$	$f$	$h/t$	$F$	$f$	$h/t$	$F$	$f$	$h/t$
98	0,92	0,92	0,88	0,81	0,85	0,70	0,58	0,92	0,90	0,72	0,92	0,88
132	0,84	0,80	0,50	0,71	0,70	0,23	0,32	0,76	0,78	0,53	0,83	0,69
176	0,85	0,86	0,82	0,76	0,72	0,64	0,50	0,86	0,34	0,78	0,80	0,78

При всех испытаниях усталостная долговечность сплава с КП типа язв имеет наиболее высокую и устойчивую корреляцию с мерой (1.1).

Характеристику рассеяния, обеспечиваемую применением меры (1.1), естественно определить как среднее квадратичное отклонение (СКО) десятичного логарифма циклической долговечности зоны повреждения от линии регрессии (3.1) на рассматриваемом интервале изменения  $f$  по формуле

$$sf_j = \sqrt{\frac{1}{n-2} \cdot \sum_{i=1}^n (\lg N1_i - Y_j)^2}. \quad (3.2)$$

Здесь  $N1_i$  — число циклов до возникновения трещины в эксперименте для  $i$ -ого образца. Индекс  $j$  как и в (3.1) определяет уровень ( $\sigma_{\max}$ ) напряжений в испытаниях,

Результаты расчётов для двух половин и всего диапазона изменения размеров повреждения представлены в таблице 3.8.

Таблица 3.8 — Оценки СКО логарифмов циклических долговечностей на интервалах диапазона изменения величины (1.1) коррозионной язвы

$\sigma_{\max}$ , МПа	Интервал изменения величины $f$ язвы		
	0,046...0,999	1,0...5,4	0,046...5,4
98	0,14	0,11	0,12
132	0,12	0,14	0,13
176	0,14	0,12	0,15

Из данных таблицы 3.8 следует, что применение меры (1.1) может обеспечить рассеяние результатов усталостных испытаний металла с КП достаточно произвольной конфигурации, не превышающее типовое рассеяние (СКО = 0,15) усталостной долговечности клёпанных авиационных конструкций без повреждений [23; 117].

Подтверждения исходных положений п. 3.1 получены (см. рисунки 3.8–3.15) на образцах с коррозионными язвами, имеющими глубину более 5...7% толщины. Из-за пологого характера кривых зависимости концентрации напряжений от относительной глубины КП на начальном участке (см. рисунок 2.6) мера  $f$ , в отличие от  $F$  не пригодна для более мелких повреждений.

### 3.2.3 Условия коррозионно-активных сред

В исследованиях усталости металлов среда лабораторного воздуха считается умеренно коррозионно-активной. Возможность применения методов оценки КП в реальных условиях должна быть проверена в случаях наиболее жёстких условий эксплуатации АТ. С этой целью помимо испытаний на воздухе были выполнены аналогичные испытания образцов с поверхностными КП с непрерывным увлажнением рабочей зоны водным 3%-м раствором NaCl. Данный вид испытаний считается эквивалентом наиболее жёстких условий эксплуатации [35; 36; 38].

На рисунках 3.16—3.19 и, соответственно, в таблицах 3.9 и 3.10 представлены результаты испытаний образцов сплавов В95чАТ1, лист 4мм, и Д16чАТВ, лист 3мм, соотношения размеров язв и результаты корреляционного анализа.

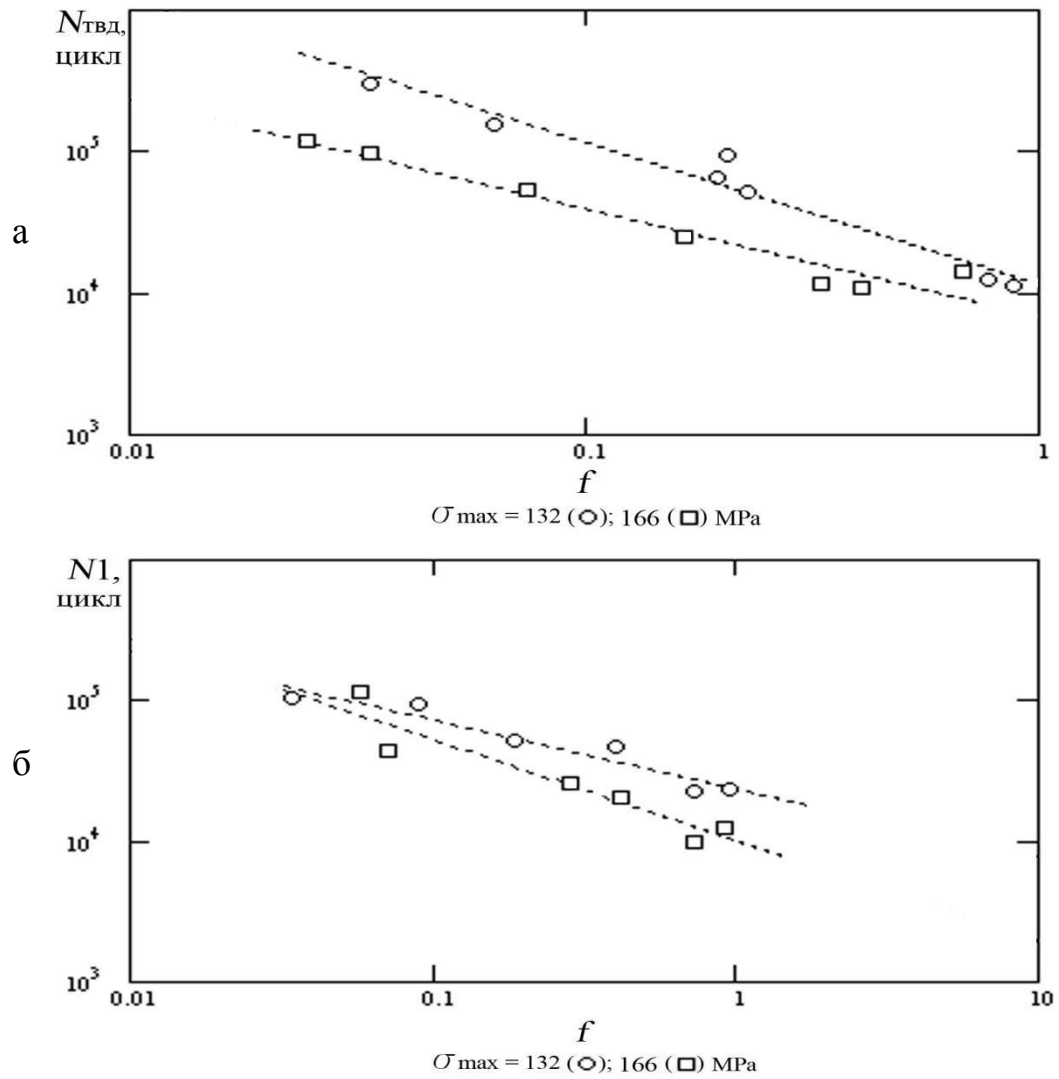


Рисунок 3.16 — Сплав В95чАТ1, лист 4 мм. Результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения:  
а — испытания в среде лабораторного воздуха; б — в растворе NaCl

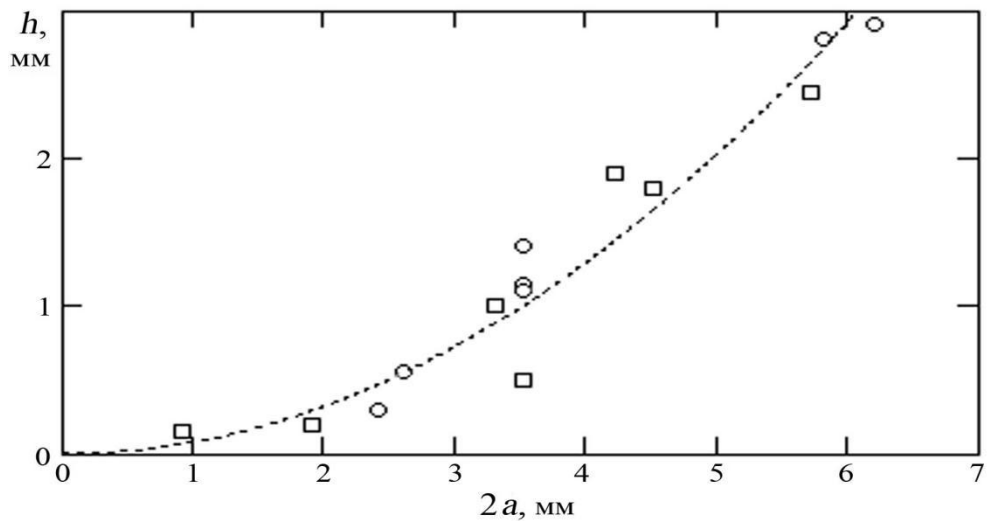


Рисунок 3.17 — Сплав В95чАТ1, лист 4 мм. Результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв

Таблица 3.9 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью по моменту зарождения трещины в воздухе ( $N_{ТВД}$ ), в среде водного раствора NaCl ( $N_1$ ) и мерами КП. Сплав В95чАТ1, лист 4 мм

$\sigma_{\max}$ , МПа	Мера коррозионного повреждения					
	воздух			3%-й раствор NaCl		
	$f$	$h/t$	$2a/t$	$f$	$h/t$	$2a/t$
98	-0,977	-0,97	-0,985	-0,961	-0,96	-0,905
132	-0,97	-0,974	-0,83	-0,944	-0,978	-0,81

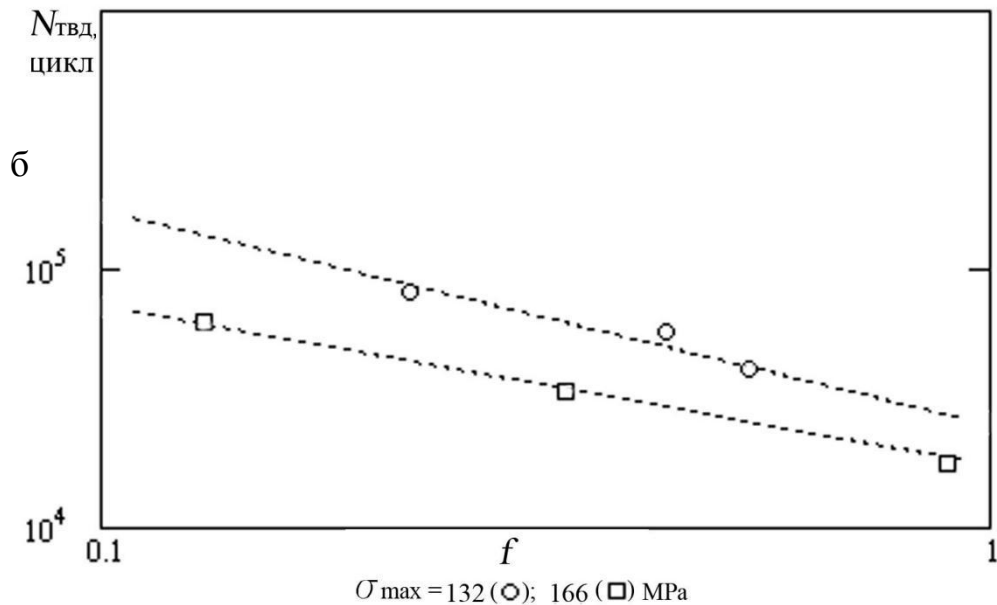
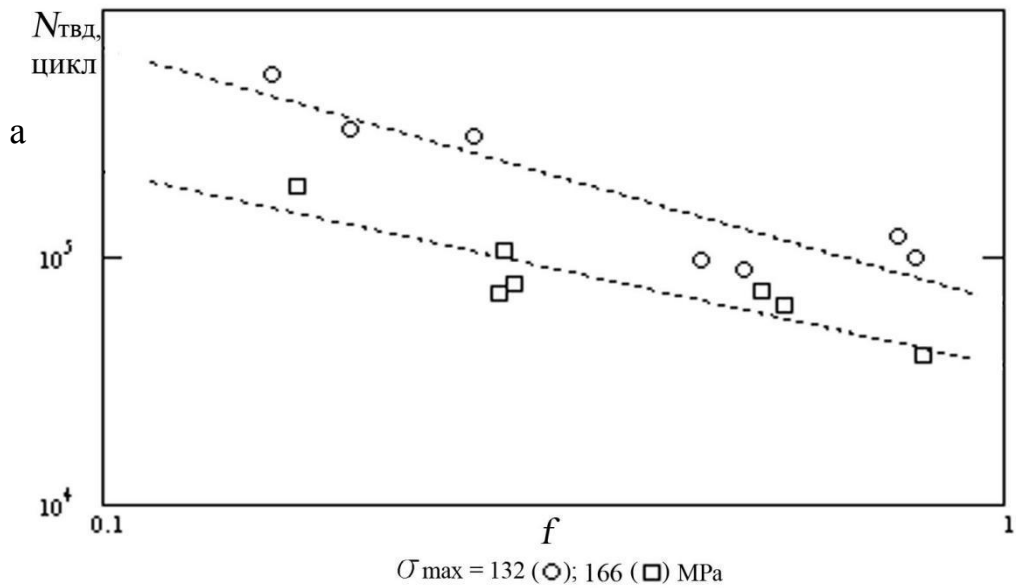


Рисунок 3.18 — Сплав Д16чАТВ, лист 3 мм. Результаты эксперимента и кривые регрессии между циклической долговечностью зоны КП и мерой (1.1) повреждения: а — воздух, б — раствор NaCl

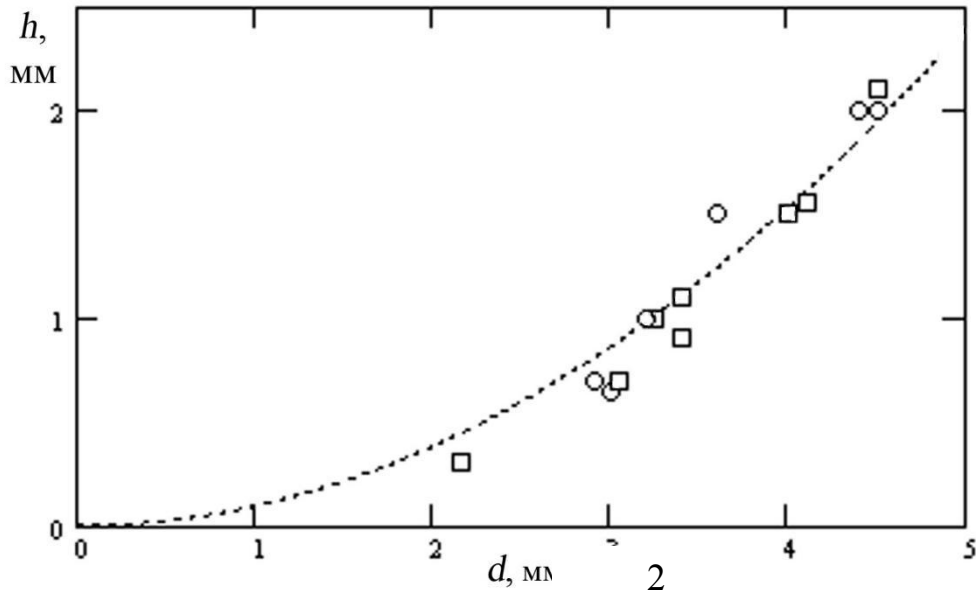


Рисунок 3.19 — Результаты измерений глубины и ширины по поверхности (диаметра) язв в эксперименте на сплаве Д16чАТВ, лист 3 мм

Таблица 3.10 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью и мерами повреждения. Сплав Д16чАТВ, лист 3 мм

$\sigma_{\max}$ , МПа	Параметр коррозионного повреждения					
	воздух			3%-й раствор NaCl		
	$f$	$h/t$	$2a/t$	$f$	$h/t$	$2a/t$
132	-0,918	-0,90	-0,876	-0,988	-0,989	-0,922
166	-0,953	-0,960	-0,925	-0,997	-0,987	-0,978

Для долговечностей в обеих средах при сходных по форме язвах практически не наблюдается различия в применении мер “глубина” и “площадь сечения”. В жёстких коррозионных средах сохраняется устойчивая связь между долговечностью и исследуемой мерой повреждения.

### 3.2.4 Влияние расслаивания. Мера повреждения расслаивающей коррозии

Данный вид коррозии характеризуется наличием расслаивания металла вдоль направления текстуры. Детали из таких материалов проектируются так, чтобы силовые потоки в детали совпадали по направлению с текстурой сплава, т. к. в высотном направлении прессованный или штампованный металл имеет

пониженные прочностные характеристики. На рисунке 3.20 показано типовое сечение одиночного повреждения расслаивающей коррозией.

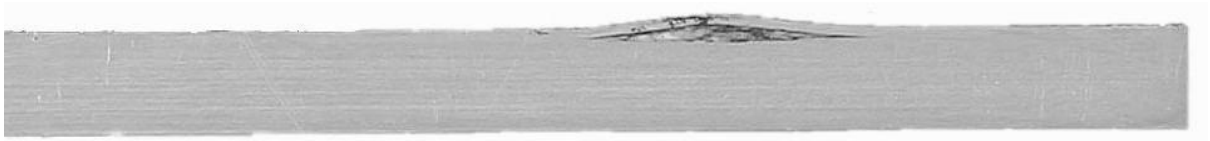


Рисунок 3.20 — Сечение по очагу расслаивающей коррозии,  $10\times$

Предлагаемый подход к оценке РСК базируется на том, что жёсткость расслоенного металла очень мала, поэтому силовой поток (см. результаты анализа НДС модели РСК п. 2.2, рисунок 2.8) обтекает область расслаивания так, как если бы в данном месте находилась язва, соразмерная области, а в направлении возможного образования усталостной трещины отсутствуют расслоения, способствующие её зарождению.

Предположение о возможности замены очага РСК эквивалентной язвой исследовано на прессованном профиле из сплава Д16Т с моделированием в эксперименте как расслаивающей, так и язвенной коррозии. Эксперимент проведен на образцах-полках равноплечего уголка размерами  $20\times 20\times 2$  мм. В центре полков выращивались одиночные коррозионные язвы различных форм в плане и размеров или одиночные очаги РСК (рисунки 3.21–3.22). РСК создавалась по стандартной методике ВИАМ [96].

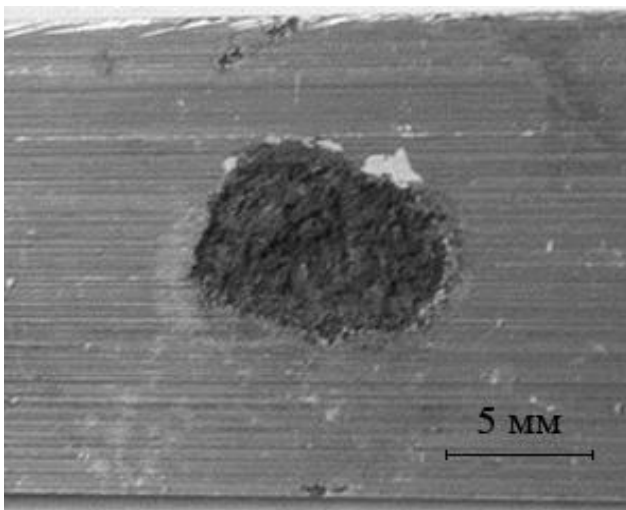


Рисунок 3.21 — Поверхностная коррозионная язва

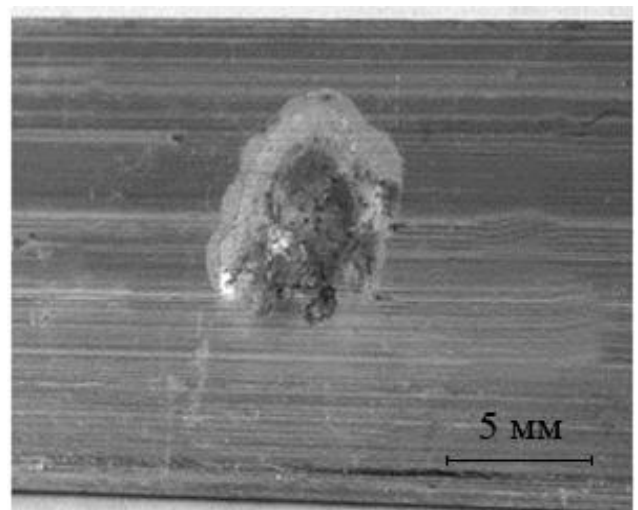


Рисунок 3.22 — Одиночный очаг расслаивающей коррозии

Все образцы были испытаны на усталость в одинаковых условиях: частота нагружения 39 Гц (испытательная машина УРМ-2000), максимальное брутто-напряжение цикла  $\sigma_{\max} = 132$  МПа; коэффициент асимметрии цикла  $R=0,1$ ; температура испытаний  $18^\circ\text{C}$ .

Образцы испытывались до разрушения. Выборочные исследования длительности развития трещин, начиная от момента появления сквозной трещины, показали, что длительность стадии развития трещины пренебрежимо мала (менее 5%).

Размеры коррозионных повреждений РСК в сечении определялись по огибающей повреждённого коррозией металла на изломах испытанных образцов при увеличении  $20\times$ . Результаты испытаний работы [116] образцов (рисунок 3.23) и результаты корреляционного анализа в таблице 3.11 показывают возможность применения параметра (1.1) для РСК и подтверждают выводы о его преимуществе перед параметром относительной глубины.

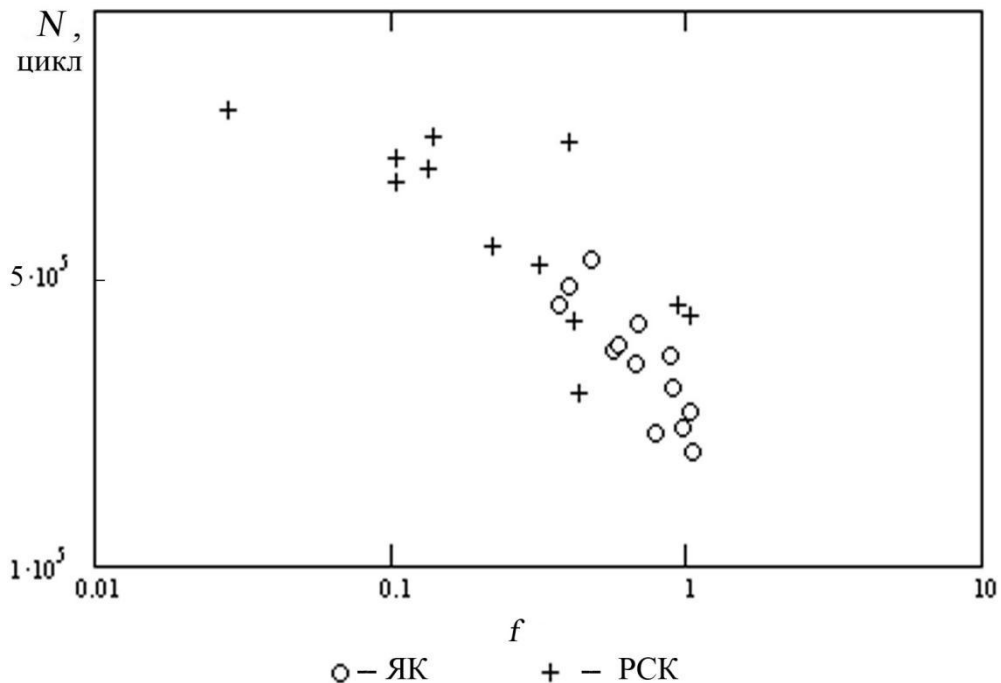


Рисунок 3.23 — Зависимость циклической долговечности одинаковых образцов с коррозионной язвой и очагами расслаивающей от безразмерной площади сечения (1.1) повреждения

Таблица 3.11 — Коэффициенты корреляции между циклической долговечностью образцов и мерами коррозионных повреждений

Вид коррозионного повреждения	Мера повреждения		
	$F$	$f$	$h/t$
ЯК	-0,867	-0,867	-0,725
РСК	-0,760	-0,755	-0,611

Более подробно вопрос исследован на сплаве В95пчТ2. Сплав считается несклонным к расслаивающей коррозии. Испытания по ГОСТ 9.018-74 «Методы ускоренных испытаний на расслаивающую коррозию» не обнаружили такой склонности у металла штампованных лонжеронов ОЧК планера (см. рисунок 2.9), однако структура металла из разных зон лонжерона сохраняла выраженную текстуру полуфабриката (заготовки лонжерона), что предполагало и анизотропию коррозионных свойств.

На рисунках 3.24 и 3.25 показана микроструктура металла образцов, вырезанных из стенок и полок лонжеронов (исследования шлифов выполнены О.В. Корелиной). Металл лонжерона имеет неоднородную, волокнистую (в направлении проката) частично рекристаллизованную структуру, представляющую собой  $\alpha$ -твердый раствор и упрочняющие фазы  $MgZn_2$ , S ( $Al_2CuMg$ ) и T ( $Al_2Mg_3Zn_3$ ). Частицы нерастворимых фаз ориентированы вдоль направления проката.

В целом, стенка лонжерона, как и полка, сохранили микроструктуру заготовки — вытянутые зёрна в направлении размаха лонжерона и сплюснутые по нормали к плоскости стенки.



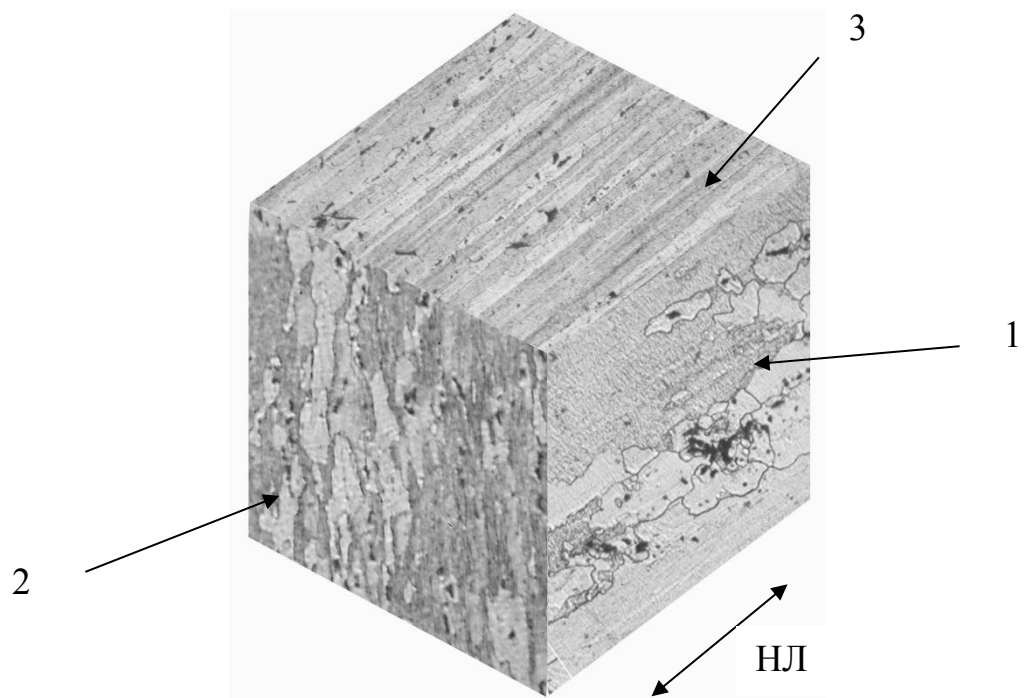


Рисунок 3.24 — Структура металла полки лонжерона ОЧК. НЛ — направление по размаху лонжерона — направление проката (волокна);  
 Обозначения плоскостей шлифов: 1 — продольная вдоль размаха лонжерона плоскость, параллельная плоскости стенки лонжерона;  
 2 — поперечная размаху лонжерона плоскость;  
 3 — продольная вдоль размаха лонжерона плоскость, параллельная полкам лонжерона

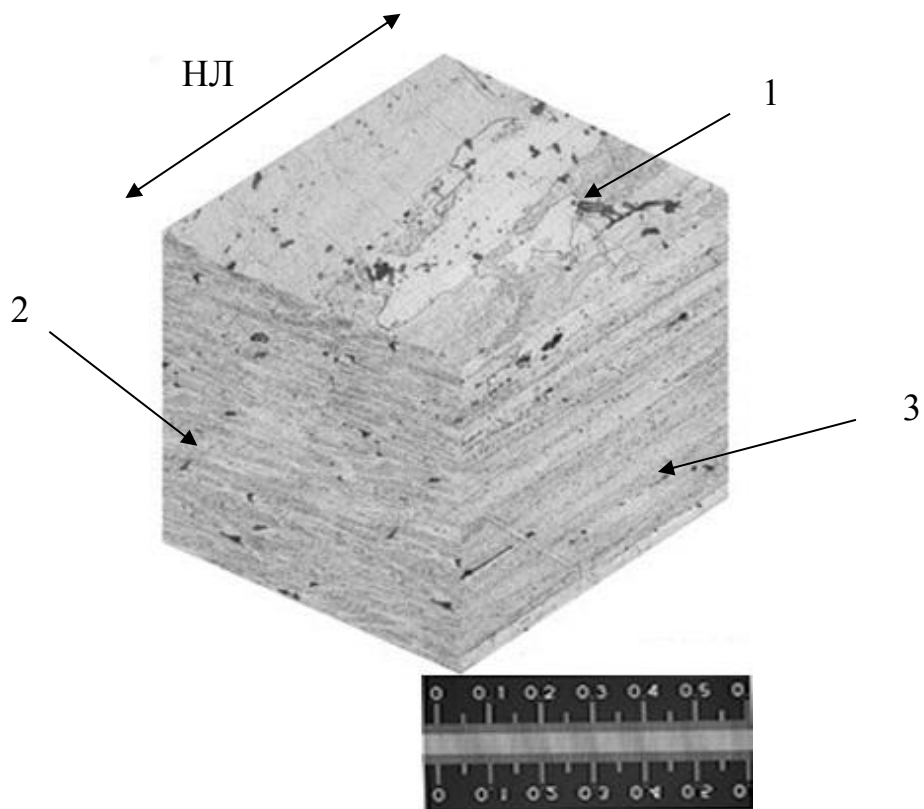


Рисунок 3.25 — Структура металла стенки лонжерона с рисунка 2.9. Обозначения соответствуют рисунку 3.24

Структура металла существенно влияет на характер коррозионного повреждения. На рисунках 3.26–3.41 представлены контуры и участки контуров сечений искусственных КП в металле стенки и полки лонжерона.

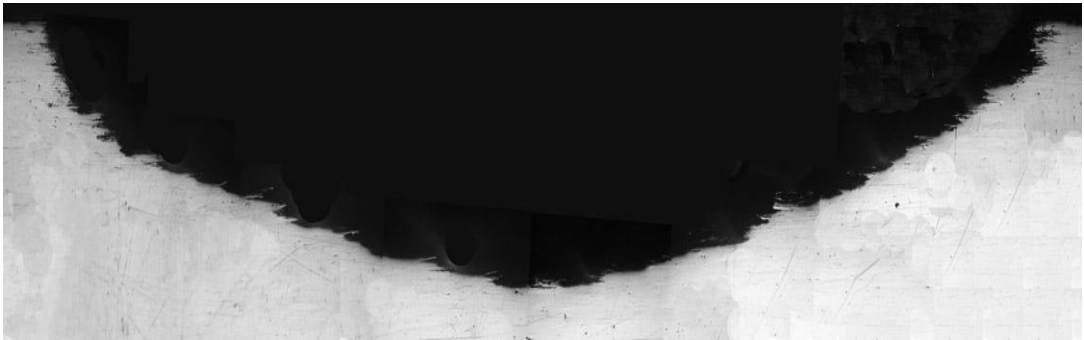


Рисунок 3.26 — Продольное вдоль оси действия нагрузки в образце, вырезанном из стенки лонжерона вдоль размаха, сечение типовой поверхностной язвы. Увеличено, без травления

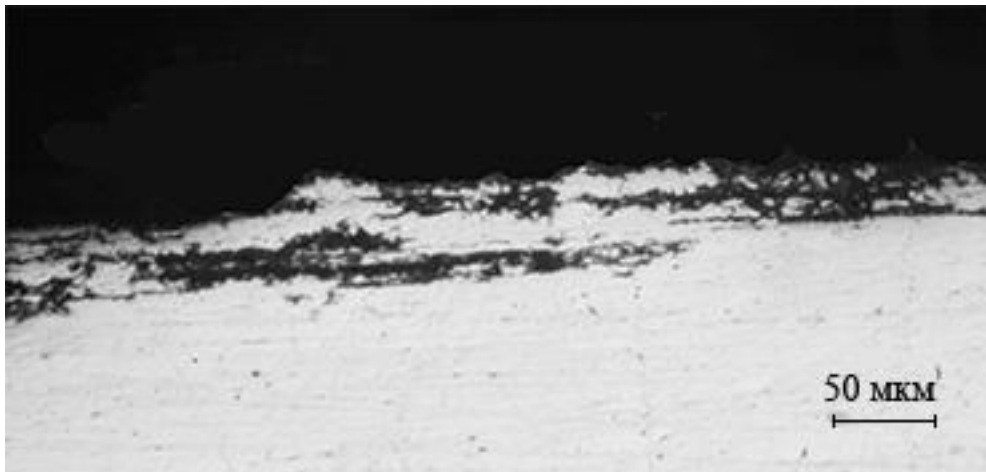


Рисунок 3.27 — Дно язвы с рисунка 3.26, увеличено, без травления



Рисунок 3.28 — Бок язвы с рисунка 3.26, увеличено, без травления

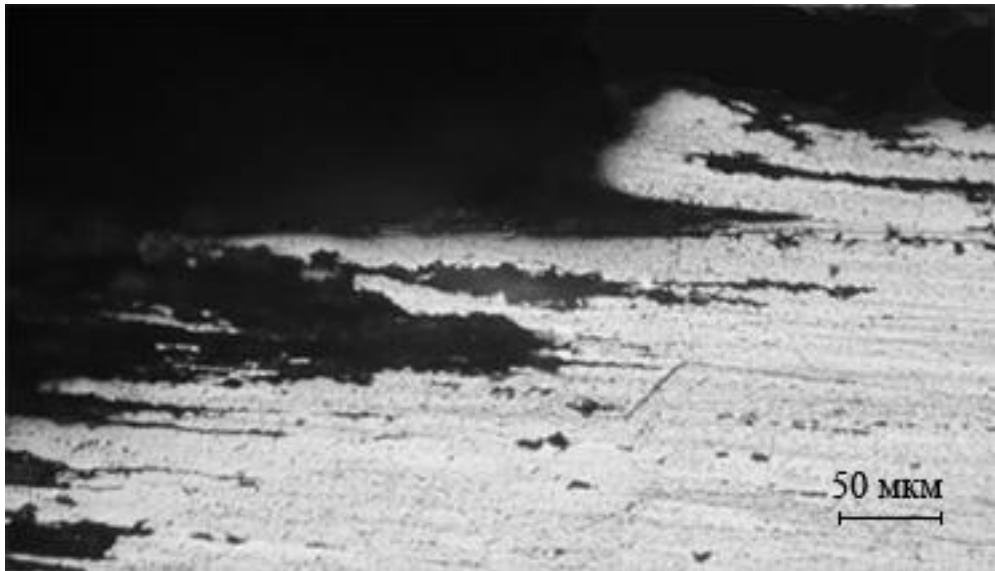


Рисунок 3.29 — Бок язвы с рисунка 3.26, увеличено, травление реактивом Келлера



Рисунок 3.30 — Поперечное по размаху лонжерона сечение образца, вырезанного из стенки лонжерона, с типовой поверхностной язвой

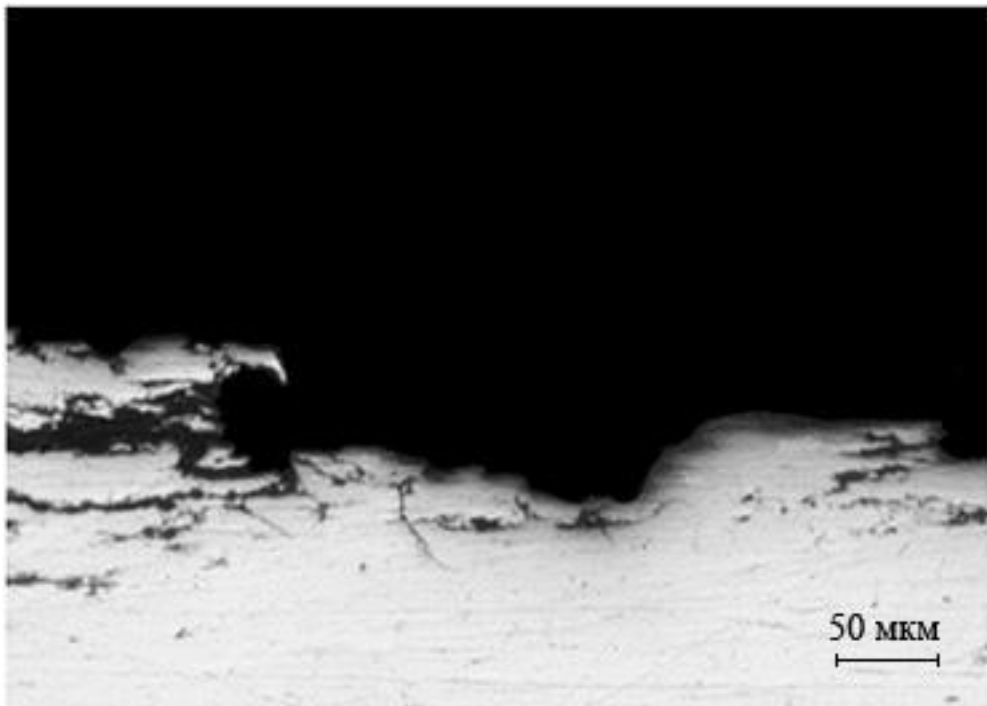


Рисунок 3.31 — Дно язвы с рисунка 3.30, увеличено, без травления

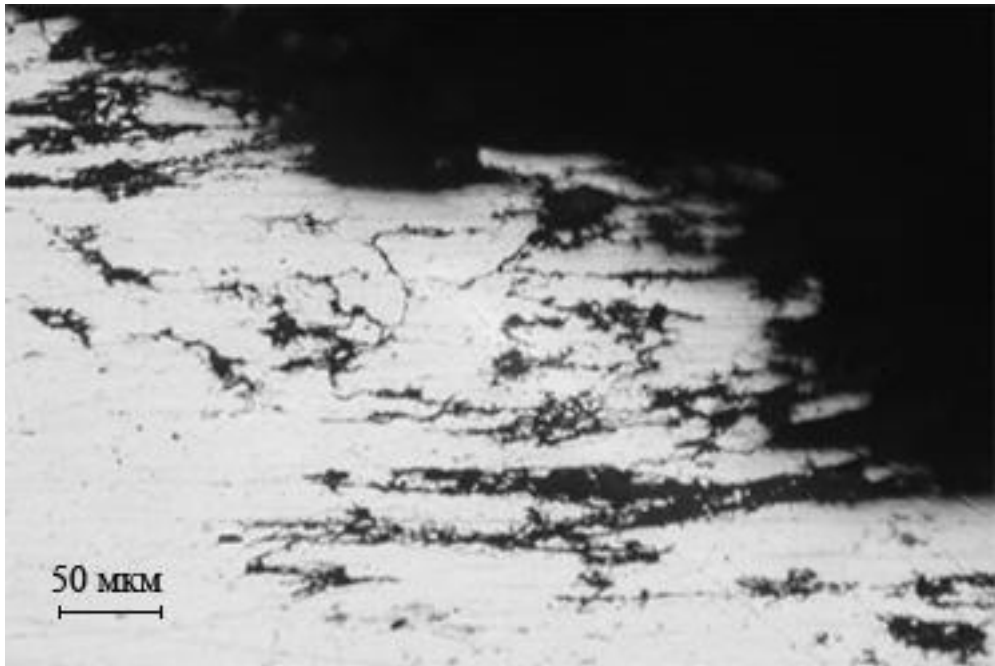


Рисунок 3.32 — Бок язвы с рисунка 3.30 вблизи поверхности, увеличено, без травления

Для образца-полосы, вырезанного из стенки лонжерона с продольной осью вдоль размаха, имеет место расслаивание на поверхности коррозионной язвы по границам “сплюснутых” зёрен (в направлениях вдоль по оси нагружения и к боковым кромкам образца), расслаивание в направлении разрушающей в испытаниях усталостной трещины отсутствует.



Рисунок 3.33 — Вид в сечении кромочной язвы полки лонжерона

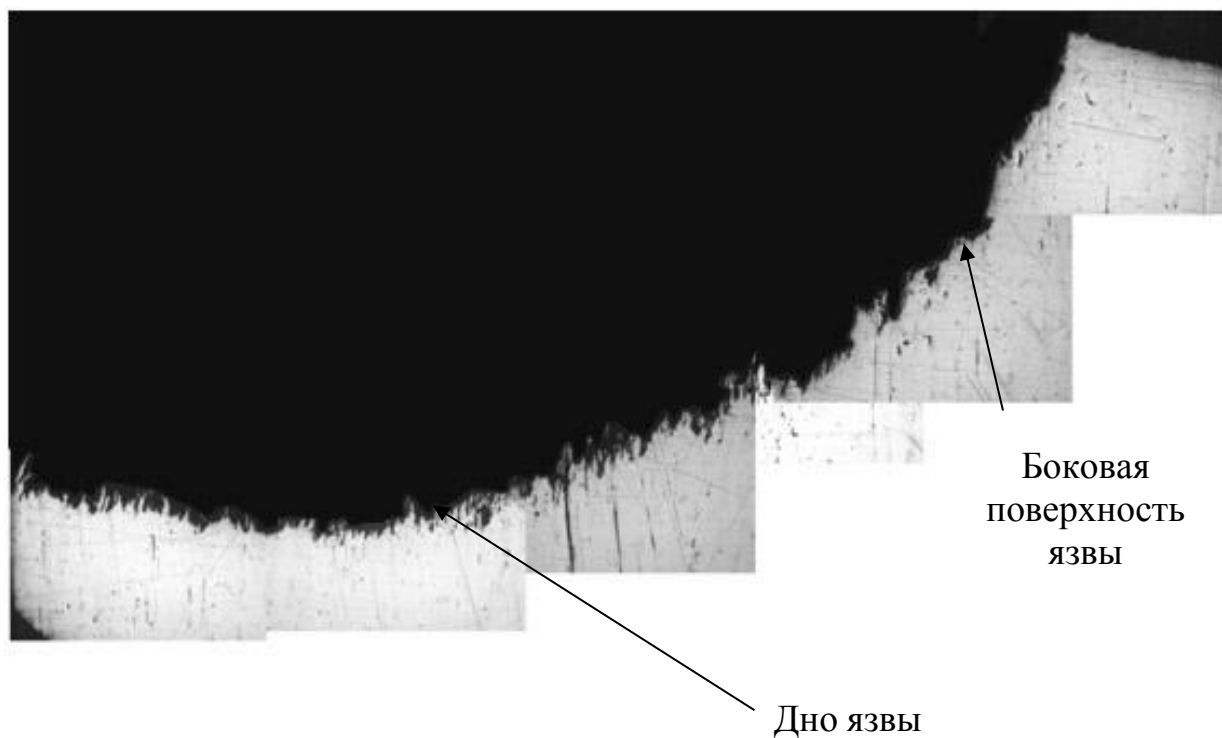


Рисунок 3.34 — Контур поверхности язвы с рисунка 3.33, увеличено, без травления

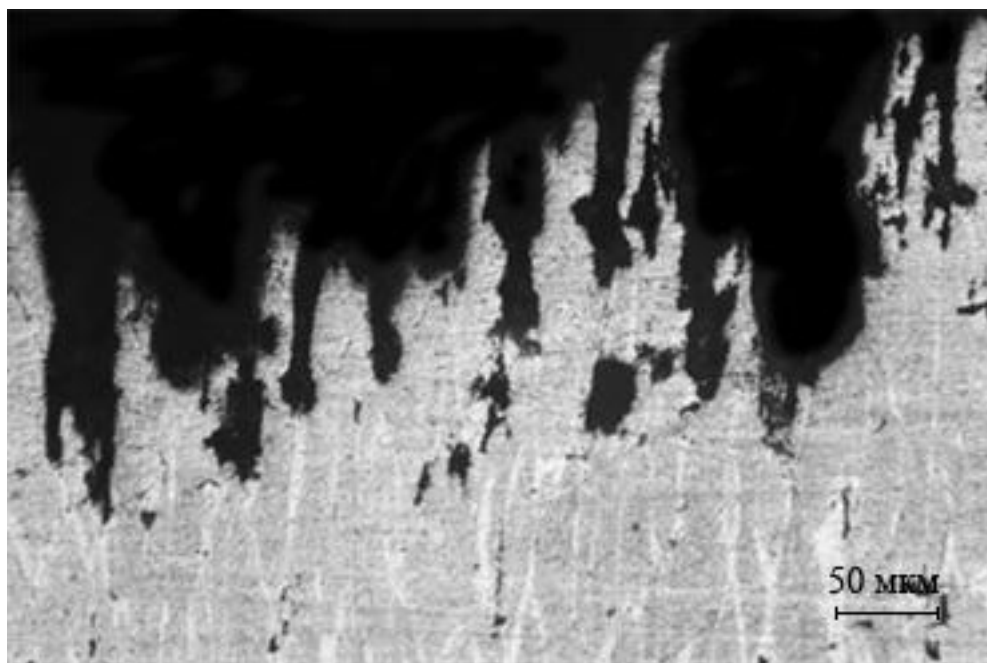


Рисунок 3.35 — Дно язвы рисунка 3.33 (поперечное сечение образца-полки), увеличено, травление реактивом Келлера

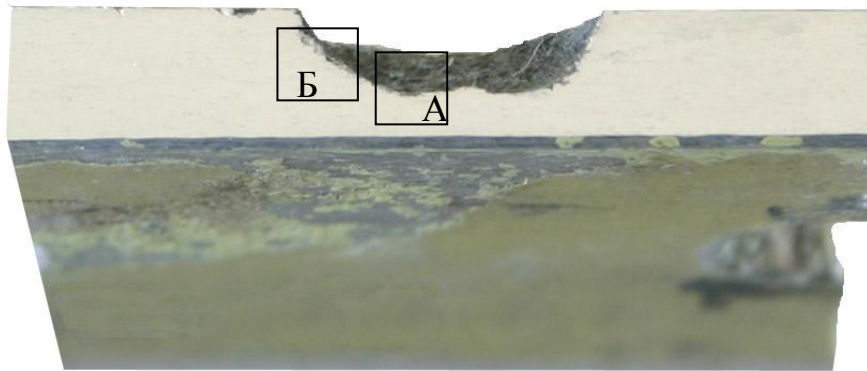


Рисунок 3.36— Продольное вдоль оси действия нагрузки (вдоль размаха лонжерона) сечение типовой кромочной язвы в полке лонжерона

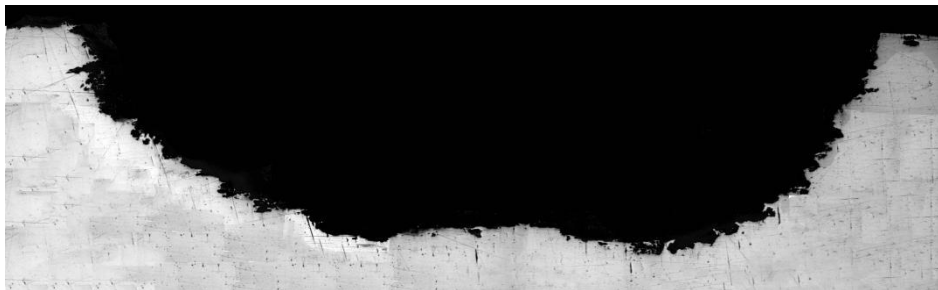


Рисунок 3.37 — Шлиф по язве с рисунка 3.36

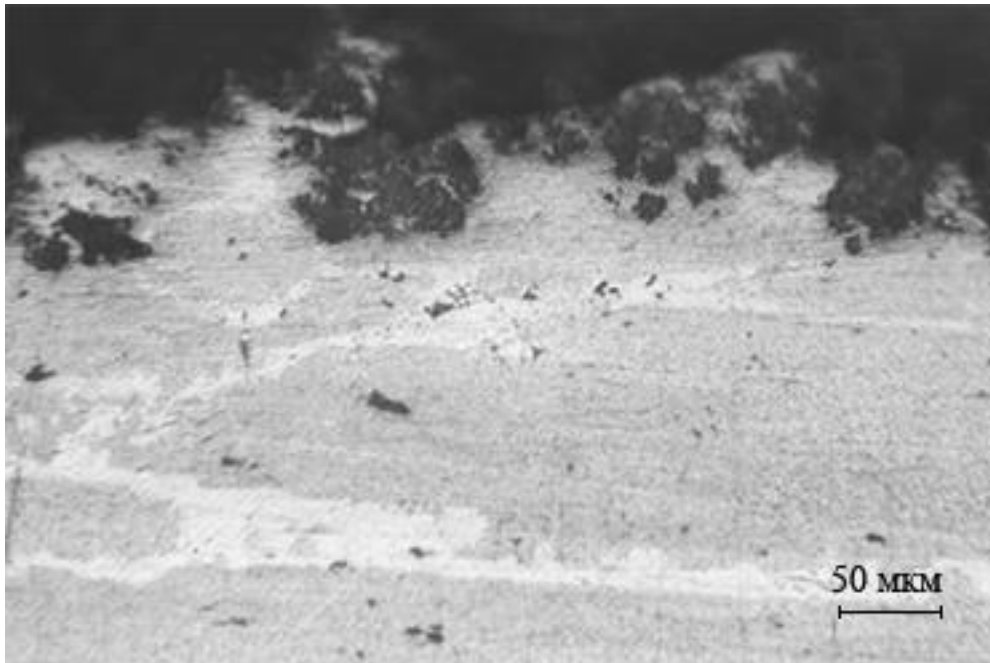


Рисунок 3.38 — Зона А рисунка 3.36 (образец из полки лонжерона), увеличено , травление реактивом Келлера

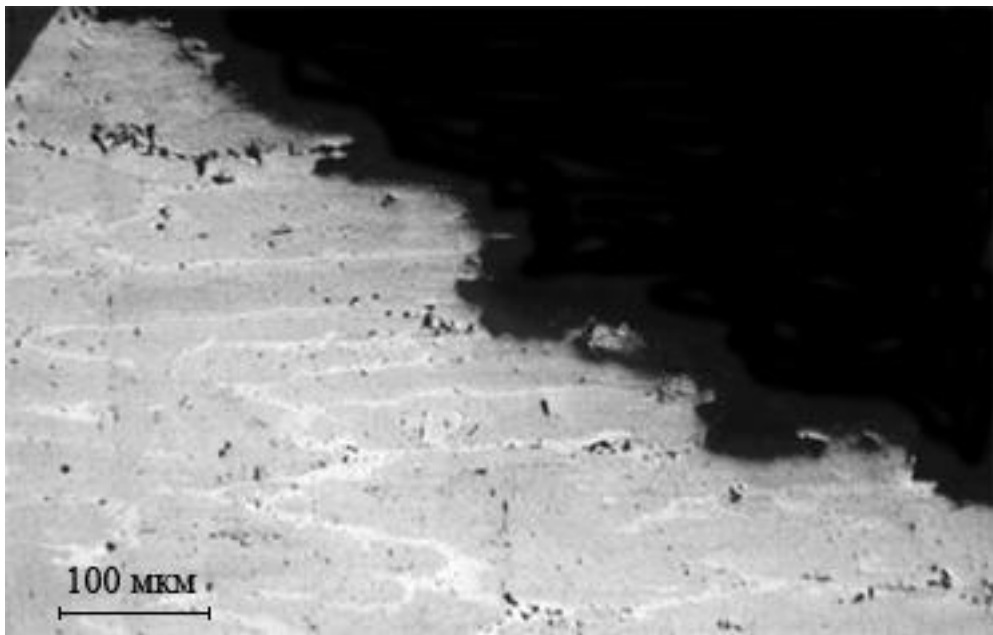


Рисунок 3.39 — Зона Б рисунка 3.36, увеличено , травление реактивом Келлера

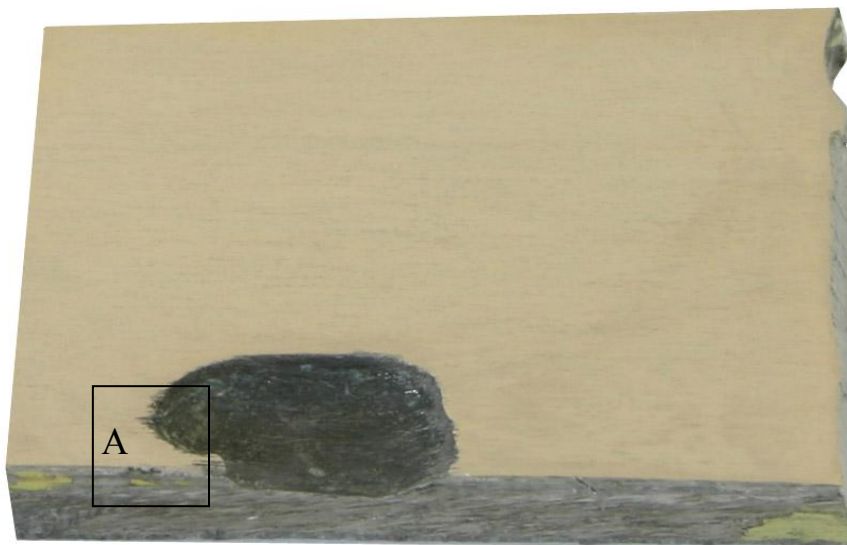


Рисунок 3.40 — Кромочная язва в полке лонжерона

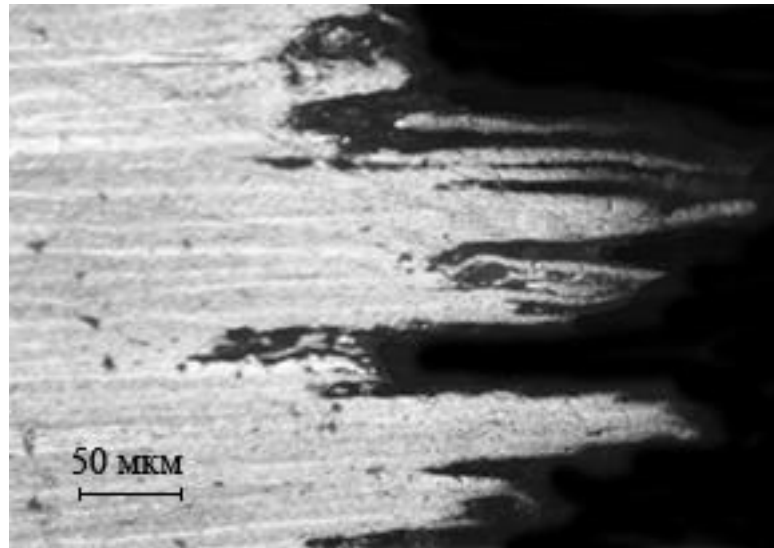


Рисунок 3.41 — Зона А рисунка 3.40 — шлиф по поверхности полки, увеличено, травление реактивом Келлера

С целью более полного понимания влияния текстуры на коррозионное поведение сплава было выполнено выращивание коррозионной язвы на поверхности поперечной стойки (перегородки) лонжерона (рисунок 3.42). Шлиф (рисунок 3.43) выполнен по плоскости реза вдоль направления размаха лонжерона. Образцы с таким направлением текстуры в испытаниях не использовались, т. к. из металла стенок и полок такие образцы для усталостных испытаний изготовить было невозможно.

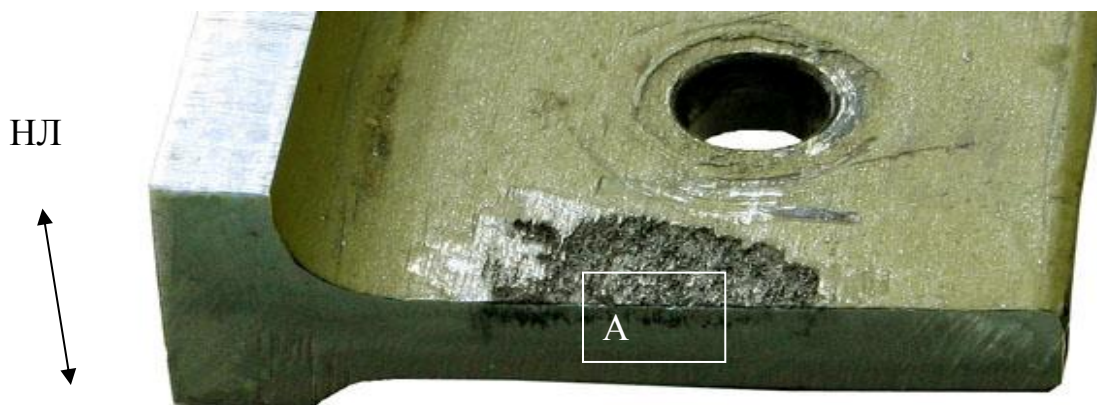


Рисунок 3.42— Образец из поперечной стойки (перегородки) лонжерона



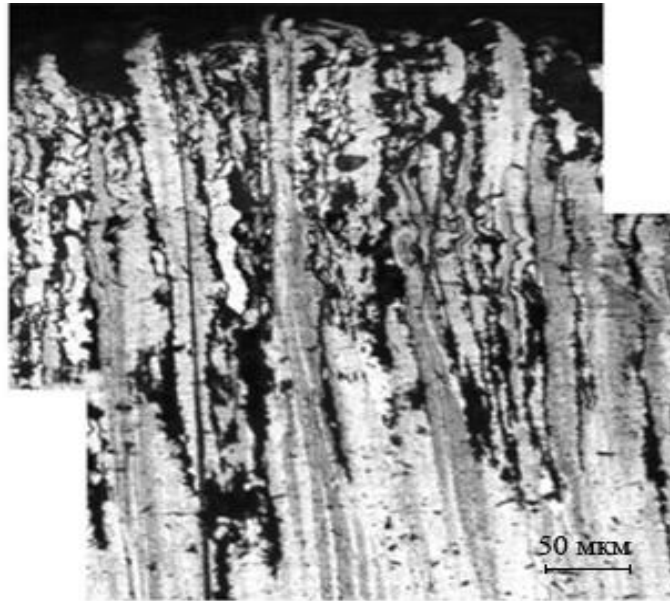


Рисунок 3.43 — Зона А рисунка 3.42, увеличено, травление реактивом Келлера

Коррозионное повреждение как и в остальных случаях распространяется вдоль волокна сплава, но с более выраженным расслоением.

Из рисунков 3.24–3.41 следует, что для составляющих элементов лонжерона ОЧК — полок и стенки— сохранилась структура металла заготовки, которая и определяет характер коррозии на структурном уровне и вследствие этого различие повреждений полок и стенки. Коррозионные повреждения образцов, как вырезанных из стенок лонжеронов, так и полок, представляют собой язвы различной конфигурации с частичным расслаиванием металла на контуре язвы вдоль и поперёк (но не в высотном направлении) “плоских” граничных поверхностей сплюснутых зёрен. Из-за направления текстуры плоскости расслаивания для материалов полок и стенки смещены на  $90^\circ$ : для образцов-полос, вырезанных из стенки вдоль размаха лонжерона, расслаивание происходит в плоскостях, параллельных плоской поверхности полос, а для образцов-полос расслаивание происходит в плоскостях, параллельных боковым граням. В обоих случаях отсутствует коррозионное расслаивание, поперечное направлению циклических нагрузок. Таким образом, в образцах, вырезанные из стенок и полок лонжеронов ОЧК, удавалось создать повреждения типа слабо выраженной

расслаивающей коррозии. В других элементах конструкции и полуфабрикатах, в частности, в катаной плите из того же сплава В95пчТ2, характер повреждения являлся чисто язвенным без каких-либо признаков расслаивания (см. рисунок 2.19).

Результаты испытаний данного сплава показывают отсутствие заметного влияния на долговечность зон коррозионных язв расслаивания в плоскостях, совпадающих с направлением силового потока.

На рисунке 3.44 представлены данные испытаний образцов сплава, взятых из разных элементов планера: лонжеронов отъёмной части крыла (ОЧК), верхних панелей центроплана (ВПЦ), верхних панелей ОЧК (ВП ОЧК) и полуфабрикатов — катаной плиты и тонкого листа.

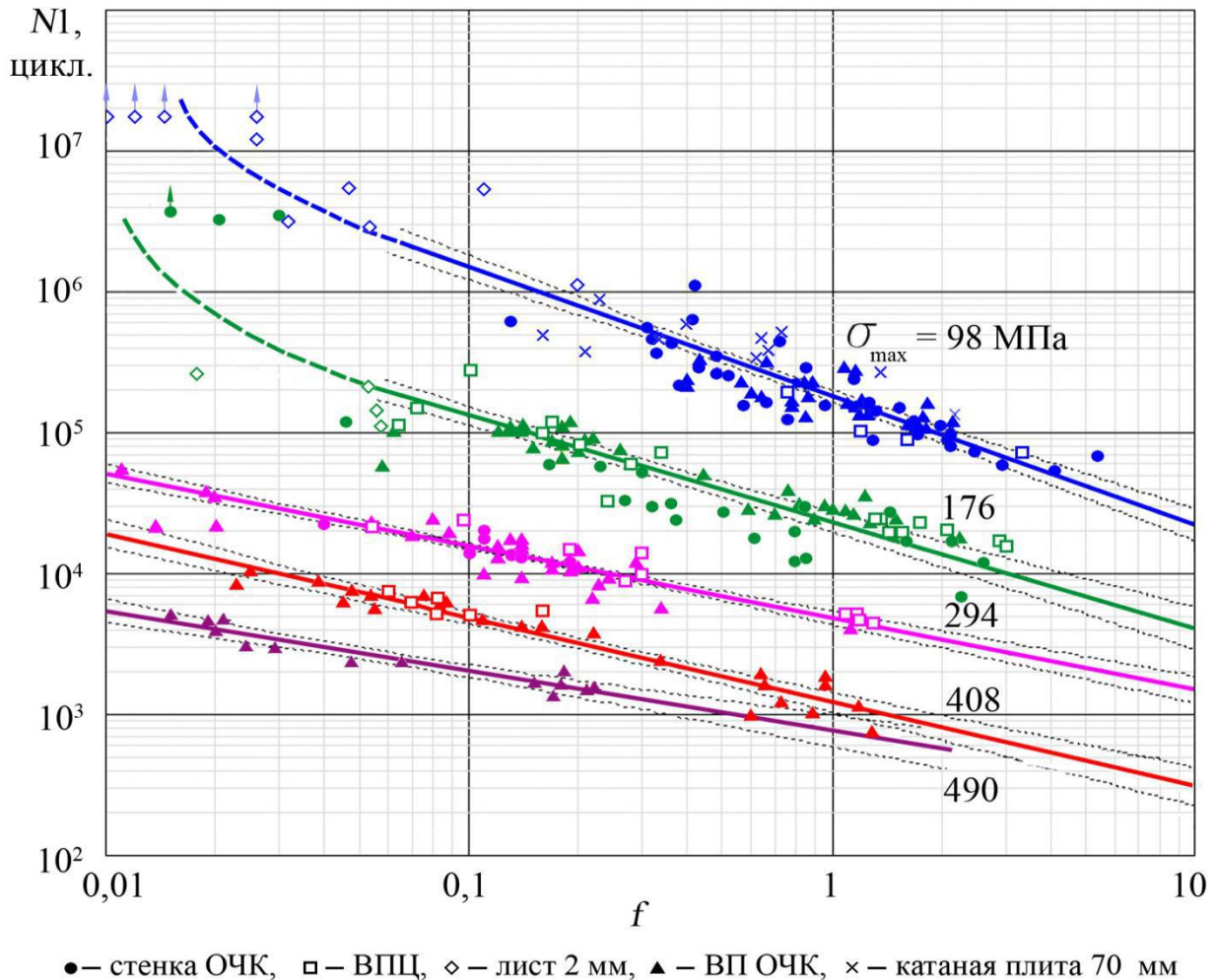


Рисунок 3.44 — Зависимости циклической долговечности пяти партий сплава В95пчТ2 с КП типа язвы от величины повреждения и уровня циклических нагрузок. Диапазон толщин металла 1,95...5,5 мм. Штриховые линии — 95%-ные доверительные границы для прямых регрессии

Металл различных партий с КП мало отличается по сопротивлению усталости, выделить отдельную по происхождения группу практически невозможно.

### 3.2.5 Метод определения сопротивления усталости элемента конструкции с повреждением

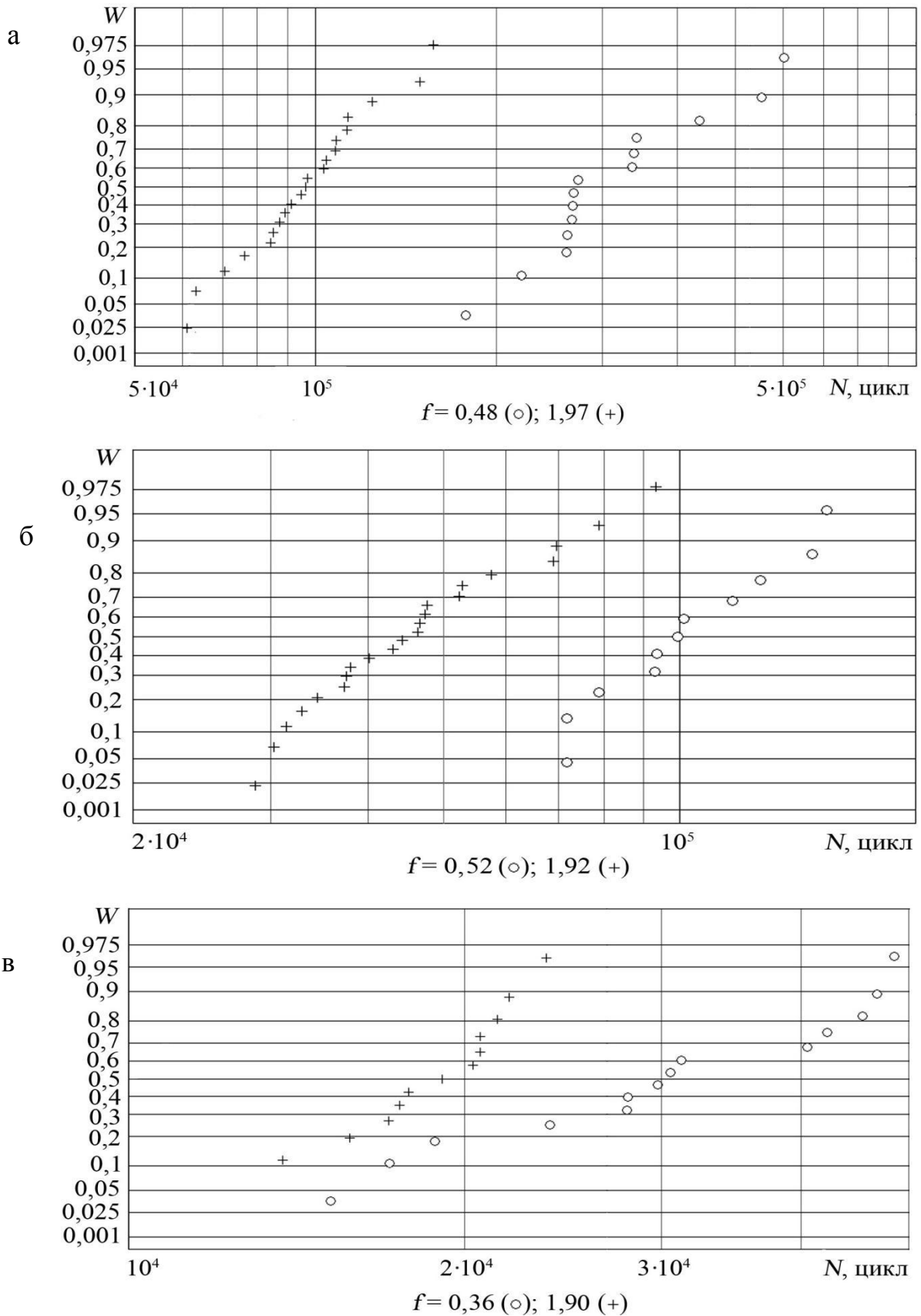
В таблице 3.12 представлены результаты анализа выборки всех партий сплава В95пчТ2.

Таблица 3.12 — Средние квадратичные отклонения ( $sf$ ) относительно линий регрессии (3.2) и коэффициенты корреляции ( $Rr$ ) между циклической долговечностью и величиной повреждения (1.1) выборки из пяти партий сплава В95пчТ2

№	$\sigma_{\max}$ , МПа	$sf$	$Rr$
1	98	0,186	-0,909
2	176	0,170	-0,879
3	294	0,091	-0,884
4	408	0,104	-0,953

Рассеяние результатов усталостных испытаний при расширении номенклатуры партий в силу общеизвестных для явления усталости причин возрастает (сравните с данными таблицы 3.8), но не существенно.

Определение вида и параметров статистической функции распределения циклической долговечности зон повреждений в практических диапазонах уровней усталостного нагружения и размеров КП выполнено по результатам испытаний сплава. Вследствие небольших объёмов данных оценка закона распределения выполнена согласно рекомендациям руководства [118] построением кривых распределения долговечностей на вероятностной сетке для двух значений величины КП (1.1) на каждом из трёх уровнях отнулевого циклического растяжения  $\sigma_{\max}$  (рисунки 3.45, а, б, в).



Близость графиков эмпирических функций распределения ( $W$ ) к линейным зависимостям определяет возможность аппроксимации распределений логарифмически нормальным законом (вывод совпадает с результатами подобного исследования А. Я. Зайки и А. И. Радченко [119]). Отсюда следует, что кривые регрессии (3.1) представляют собой зависимости математического ожидания случайной величины  $y = \lg N1$  от детерминированной величины  $x = \lg f$ . Вторым параметр двухпараметрического закона распределения — среднеквадратическое отклонение — на исследуемом интервале изменения параметра (1.1) определяется формулой (3.2), значения на интервалах составляют скедастическую зависимость  $sf(f)$ . Тем самым устанавливается метод определения сопротивления усталости повреждённого коррозией металла — функции распределения выносливости для известных размеров повреждения. Значения математического ожидания и среднего квадратического отклонения для повреждения позволяют определить усталостную долговечность элемента конструкции из данного материала с заданной вероятностью зарождения трещины как соответствующий вероятности квантиль логнормального распределения.

### **3.3 Исследования области и условий применения меры**

#### **3.3.1 Повреждения в зонах конструктивной нерегулярности**

Принятые при разработке меры (1.1) положения (п. 3.1) принципиально не ограничивают возможность её применения и в условиях наличия градиента напряжений в зоне поверхностного или кромочного КП, допуская оценку долговечности по напряжению в зоне. С целью экспериментального подтверждения данного вывода были выполнены усталостные испытания образцов сплава В95пчТ2 со свободным отверстием и КП на кромке отверстия в соответствии со схемой рисунка 3.46.

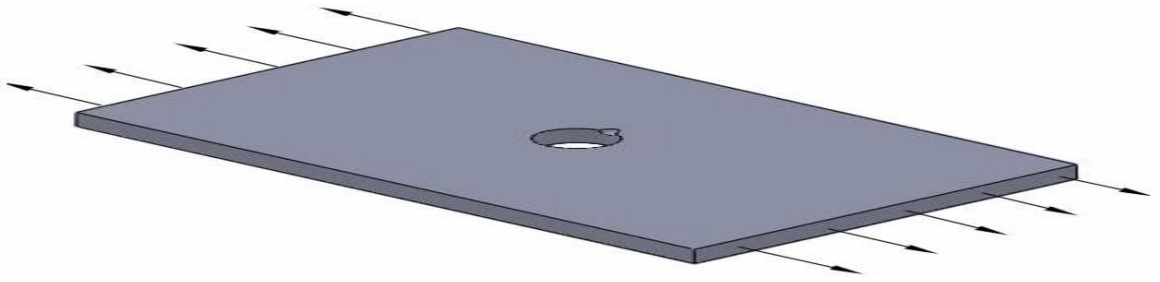


Рисунок 3.46 — Образец со свободным отверстием и повреждением на кромке отверстия

Длительность развития трещины рассчитали для случая односторонней трещины на краю отверстия в пластине конечной ширины, используя зависимости справочника [120] для расчёта коэффициента интенсивности напряжений.

На рисунке 3.47 представлены долговечности таких образцов по моменту возникновения трещины совместно с данными испытаний сплава с поверхностными коррозионными язвами на уровне циклических напряжений  $\sigma_{\max} = 294$  МПа в зависимости от размера повреждения. Уровень 294 МПа соответствовал напряжениям на контуре свободного отверстия образца в эксперименте.

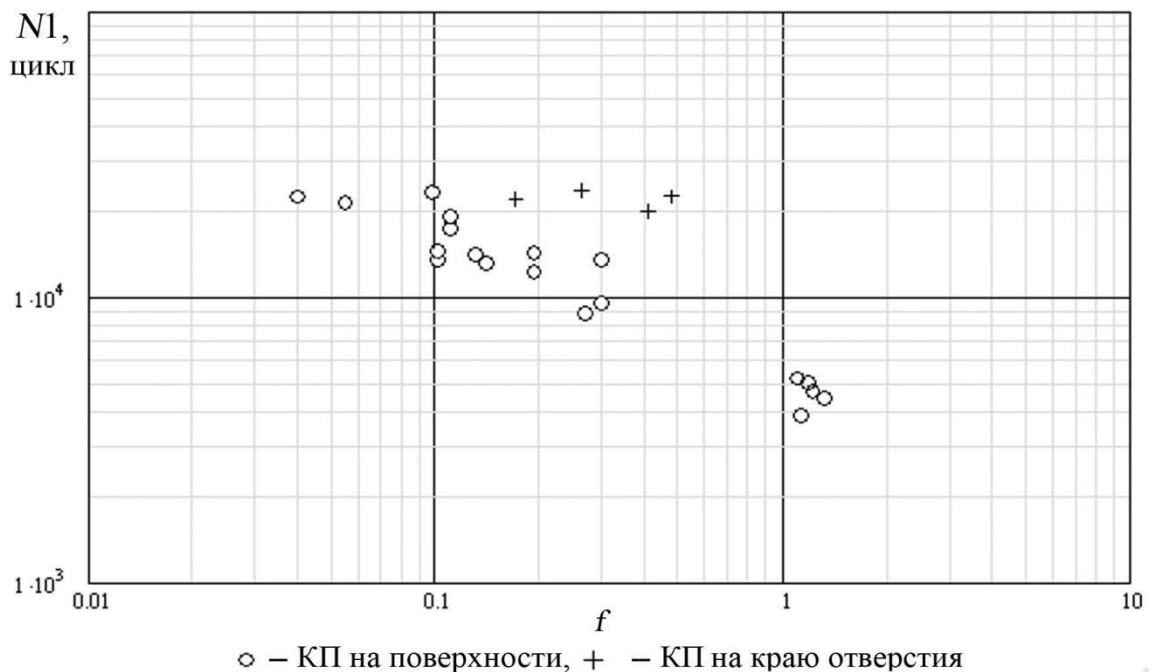


Рисунок 3.47 — Результаты испытаний образцов сплава В95пчТ2 с поверхностными повреждениями при  $\sigma_{\max} = 294$  МПа и образцов с коррозионными язвами на кромке свободного отверстия при таком же уровне напряжений на кромке

Рисунок 3.47 подтверждает как возможность оценки долговечности (с запасом) зоны конструктивной нерегулярности с КП, так и исходное положение п. 3.1 об определяющей роли размера области максимально напряженного металла в длительности инкубационной стадии. Для малого повреждения в условиях градиента напряжений у отверстия область мало отличается от случая однородного поля напряжений, с увеличением размера повреждения отличие (в сторону снижения протяженности зоны максимальных напряжений на поверхности язвы) увеличивается, что и ведёт к возрастанию долговечности в сравнении с язвой такого же размера в гладком образце.

Возможность оценки усталостной долговечности металла с повреждением произвольной формы и положения в элементе конструкции выводит область применения разрабатываемых методов за рамки первоначально поставленной задачи [121]. В работе [122] при усталостных испытаниях стандартных образцов размером 230×36 мм с центральным отверстием ( $B/d = 6$ ) было обнаружено значительное различие усталостных долговечностей двух партий сплава В95Т2. На уровне  $\sigma_{\max} = 130$  МПа образцы одной партии разрушались примерно при 60 000 циклов, образцы другой партии выдерживали более  $10^6$  циклов без разрушения. Уровень брутто-напряжений 130 МПа соответствовал напряжению у кромки отверстия образца  $\sigma_{\max} = 408$  МПа. Результаты выполненных в данной работе металлографического и фрактографического исследований образцов, существенно различающихся по долговечности, представлены на рисунках 3.48–3.51.

Металл образцов, различающихся по усталостной долговечности, резко отличался по содержанию неметаллических включений. В образцах с малым сопротивлением усталости зарождение трещины происходило на скоплении включений, попавших в зону максимальных напряжений, — на кромке отверстия. Разрушение включения хрупкое, т. е. после первых циклов нагружения включение теряло связь с матрицей.

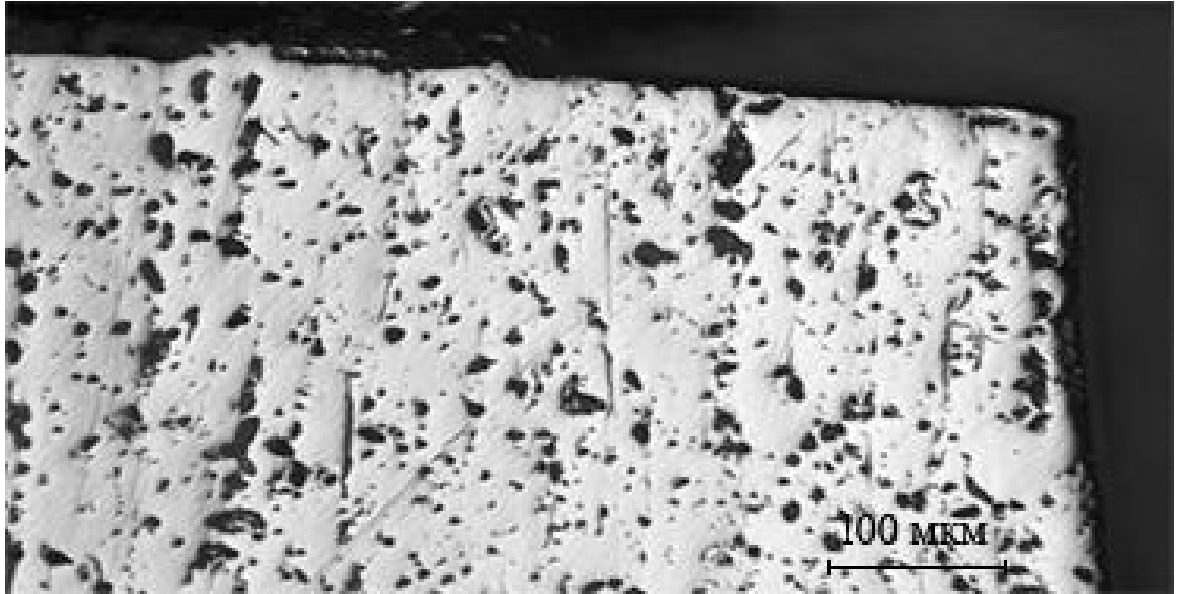


Рисунок 3.48 — Поверхностный шлиф образца, разрушившегося при 67 700 циклах. Справа контур отверстия, сверху излом. Металл содержит значительное количество неметаллических включений [122]

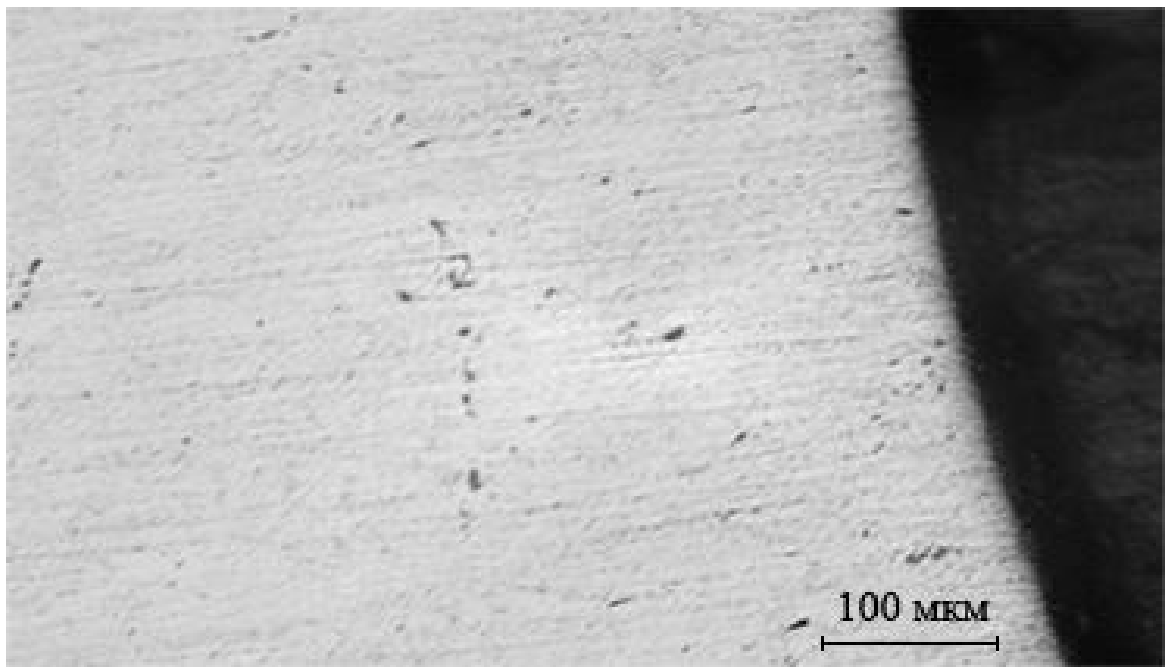


Рисунок 3.49 — Поверхностный шлиф образца, простоявшего 1 241 800 циклов без разрушения. Справа контур отверстия. Металл значительно более чист по содержанию включений в сравнении с рисунком 3.48 [122]



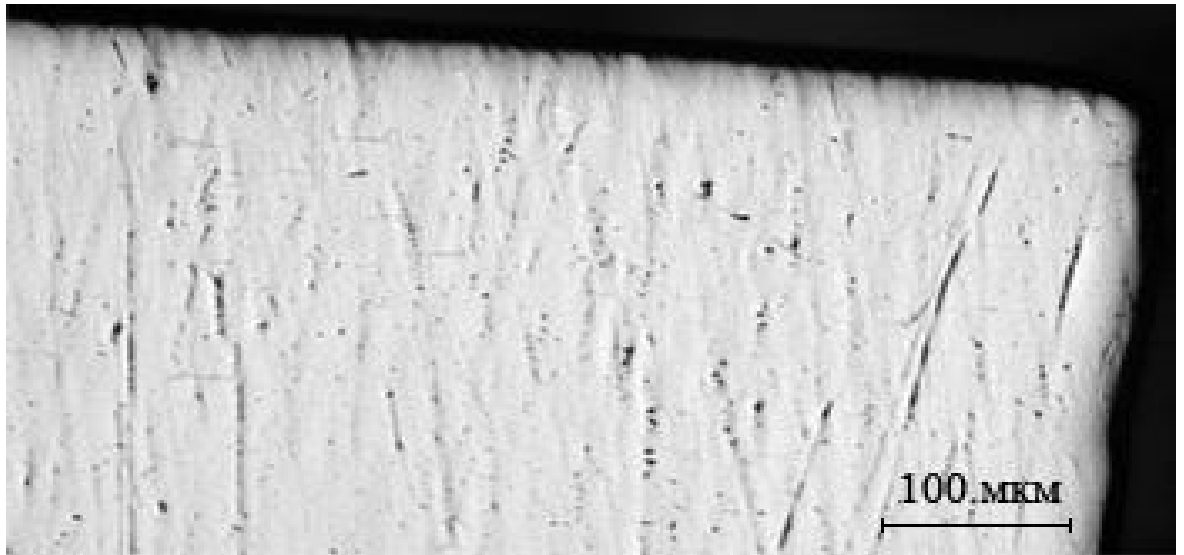


Рисунок 3.50 — Поперечный шлиф образца с рисунка 3.49. Справа контур отверстия [122]

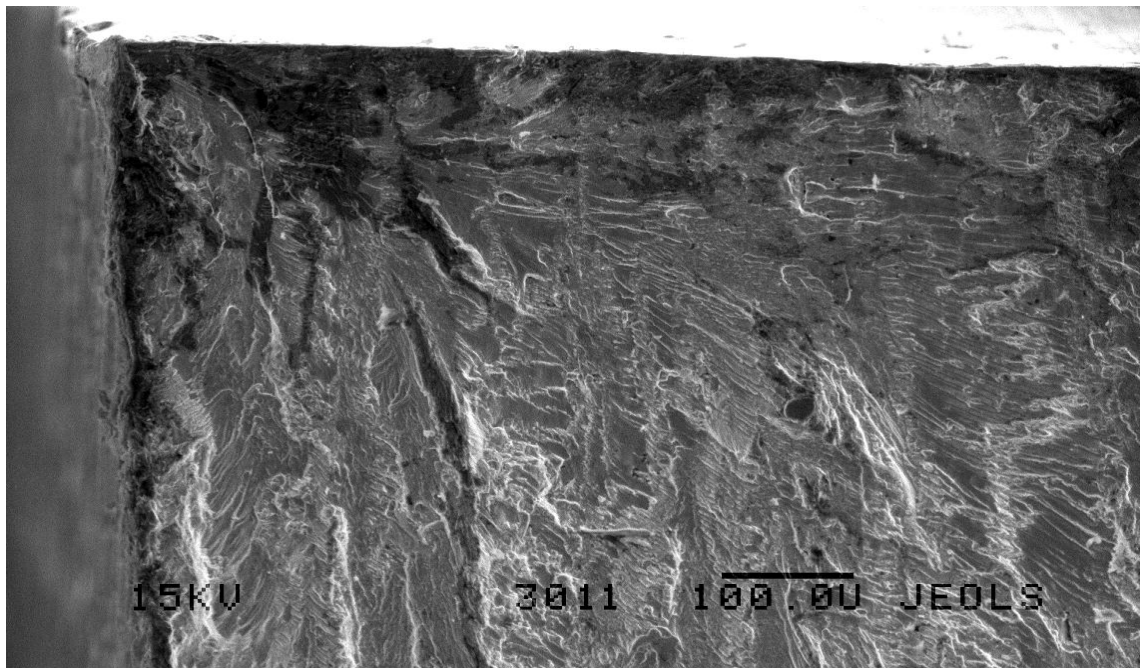


Рисунок 3.51 — Излом образца с рисунка 3.48. Очаг зарождения усталостной трещины — скопление неметаллических включений, выходящее на образующую отверстия [122]

По фрактограмме рисунка 3.51 с использованием размерного маркера растрового микроскопа можно определить площадь скопления включений (примерно  $0,06 \text{ мм}^2$ ) и для толщины образца  $3,6 \text{ мм}$  как для кромочного повреждения оценить величину  $f = 0,009$ . Длительность развития трещины

в образце (расчёт выполнен аналогично предшествующему случаю трещины на кромке свободного отверстия) была оценена в 9 227 циклов, тогда долговечность образца по моменту возникновения усталостной трещины составляет 58 473 цикла. Результат экстраполяции данных испытаний сплава с КП на уровне 408 МПа на рисунке 3.44 на значение параметра 0,009 достаточно хорошо соответствует данной долговечности.

### 3.3.2 Оценка влияния корродированной поверхности

Неровность корродированной поверхности создаёт дополнительную к основному кратеру концентрацию напряжений (см. п. 2.2, таблица 2.3), однако в определяющей долговечность характеристике КП (1.1) возможные различия неровностей никак не оцениваются. Такой подход основан на том, что по результатам испытаний с существенно различным от образца к образцу рельефом корродированной поверхности (см. рисунки 2.16–2.18) возможно чётко выделить влияние общего размера повреждения и уровня действующих напряжений. Очевидно, что для более гладких поверхностей сопротивление усталости не может быть ниже. Это позволяет использовать для расчётных оценок полученные в эксперименте данные, ориентируясь на исходную неровность поверхности, которая может рассматриваться как эталон для сравнения. Для ряда практических применений этого достаточно, т. к. нетрудно определить границу неровности для выполнения оценок “в запас”. Однако положенные в обоснование подхода результаты экспериментов требуют объяснения.

Вопрос исследован усталостными испытаниями на уровнях  $\sigma_{\max} = 98, 176$  и 294 МПа образцов сплава В95пчТ2 с ремонтной зачисткой поверхностных язв (рисунки 3.52, а, б, в, г). Сравнение выполнялось с данными испытаний образцов металла с язвами без зачистки. Зачистку поражённого коррозией металла выполняли шаровой фрезой, поверхность выемки шлифовали и полировали до зеркального блеска пастой ГОИ.

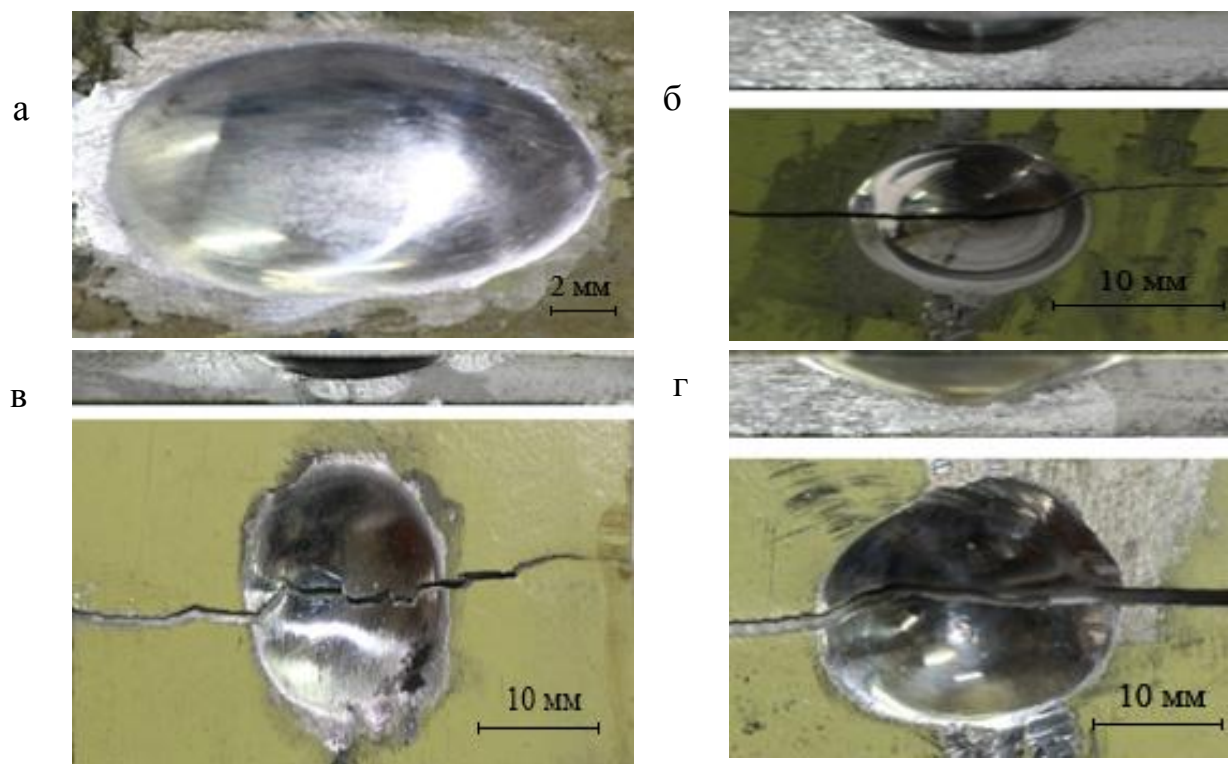


Рисунок 3.52 — Виды в плане и усталостные изломы имитаций ремонтных зачинок коррозии

В испытаниях данных образцов ярко выявился вероятностный характер усталостного разрушения: умеренная концентрация напряжений на кратерах с полированной поверхностью и отсутствие дополнительных концентраторов позволили проявляться другим “слабым” зонам металла — усталостные трещины часто начинали развиваться не от кратера, как на рисунках 3.52, б, в, г, а в стороне от кратера — от угла кромки или даже от плоской поверхности образца (рисунок 3.53).



Рисунок 3.53 — Излом ремонтного образца с очагом (указан стрелкой) усталостного разрушения на поверхности

Вследствие этого оказалось практически невозможно добиться в испытаниях с максимальным брутто-напряжением отнулевого цикла 98 МПа разрушений по ремонтным зонам; в испытаниях с  $\sigma_{\max} = 176$  МПа и, в меньшей степени, при 294 МПа значительная часть образцов разрушалась также не по сечениям с кратерами. Результаты усталостных испытаний на уровнях

напряжений 176, 294 и 408 МПа представлены на рисунках 3.54, а, б, в совместно с данными испытаний образцов с необработанными поверхностными язвами.

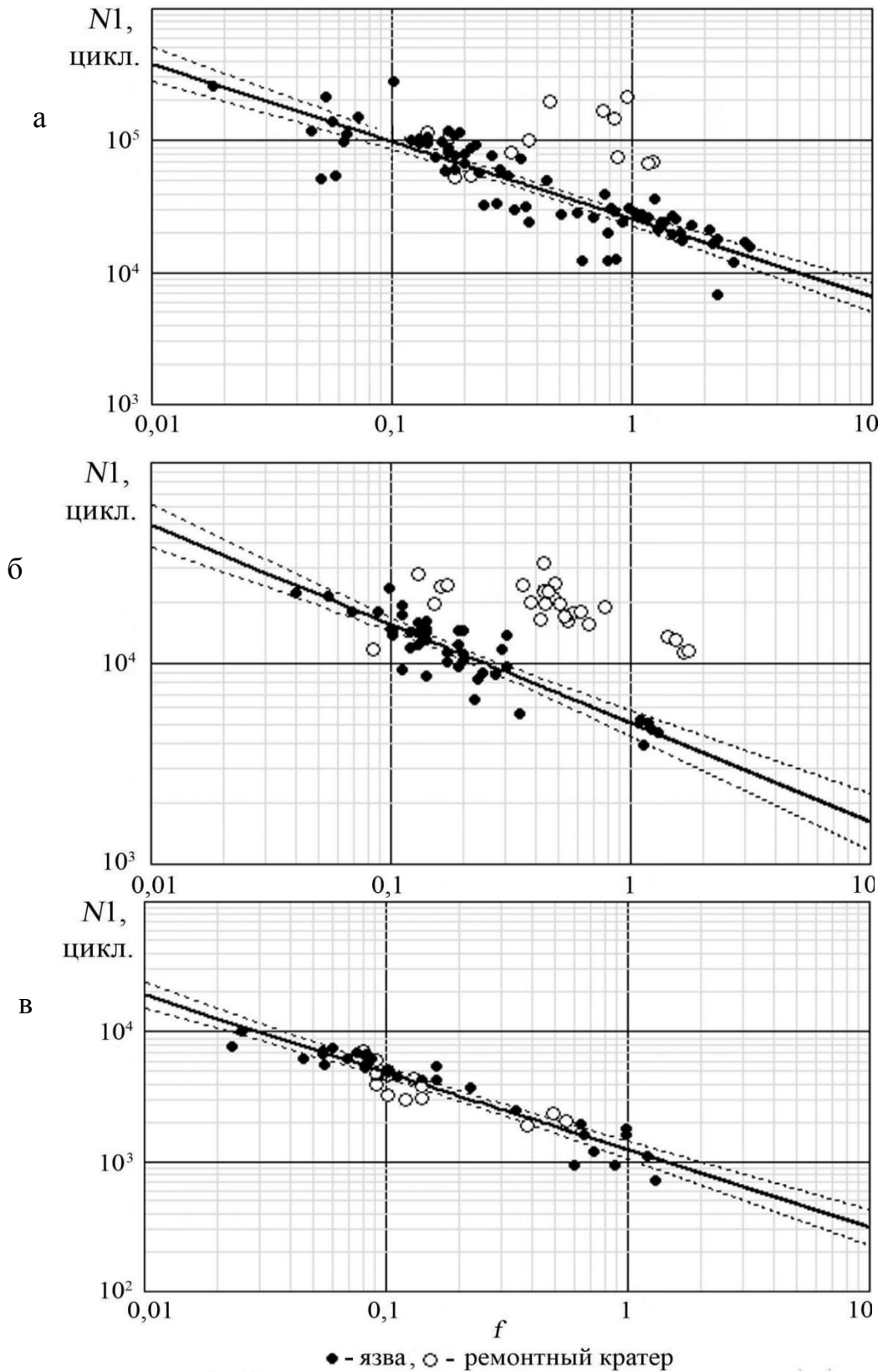


Рисунок 3.54 — Результаты испытаний образцов с поверхностной коррозионной язвой или кратером с полированной поверхностью.  $\sigma_{max} = 176$  (а); 294 (б); 408 (в) МПа

Сравнивая результаты усталостных испытаний образцов с КП и гладкими кратерами видно, что для кратеров размером  $f$  до 0,07 в данном сплаве безразлично состояние их поверхности. Для толщин 1,2...3,0 мм и отношения глубины язвы к диаметру 1:2 этому размеру соответствуют глубины язв 0,27...0,69 мм. Отсюда следует ожидать отсутствия зависимости усталостной долговечности от неровности корродированной поверхности при шероховатости корродированной поверхности ниже величин такого порядка. Уточнение вопроса возможно в последующих исследованиях с регистрацией рельефа поверхности КП, например, методами конфокальной микроскопии.

Результаты испытаний с ремонтными кратерами подтверждают исходное положение п. 3.1 об определяющей роли в длительности инкубационной стадии размера области максимально напряженного металла с корродированной поверхностью — при одинаковых размерах язвы и кратера корродированное состояние поверхности снижает усталостную долговечность.

В работах [87; 88] за характеристику, определяющую усталостную долговечность металла с поверхностным неметаллическим включением, предложено принять  $\sqrt{F}$ . Основанием для этого считали то, что  $\sqrt{F}$  пропорционален коэффициенту интенсивности напряжений. Включение рассматривалось как начальная трещина такой же формы как его мидель, а усталостная долговечность определялась длительностью роста трещины. Линейная зависимость логарифмов нивелирует различие между  $F$  и  $\sqrt{F}$  (отличаются только коэффициенты регрессионной зависимости 3.1), поэтому меры в этом смысле эквивалентны. Данное совпадение, очевидно, подтверждает правильность выбора площади миделя как меры и для включений. Однако результаты измерений вихретоковым методом инкубационной стадии и результаты анализа разрушений из-за включений на кромке отверстия свидетельствуют в пользу предлагаемого в настоящей работе обоснования меры.

### 3.3.3 Определение наработки зоны растущего повреждения

До настоящего момента в соответствии с принятым исходным положением п. 2.1 рассматривались случаи усталостного нагружения металла после возникновения КП, однако до обнаружения повреждения при очередном осмотре оно должно возникнуть и развиваться. Длительность межосмотрового интервала некоторых элементов конструкции может быть весьма значительной: согласно МОС [24] закрытые зоны конструкции планера могут осматриваться с периодичностью не менее одного раза в течение 8–10 лет, а внутренние элементы конструкции в местах возможного накопления влаги — 4-х лет. За такие сроки может вырабатываться значительная часть ресурса конструкции, соответственно этому может меняться наработка зоны повреждения.

Наиболее точно синергизм коррозионного роста повреждения и усталостной повреждаемости в зависимостях (3.1) и (3.2) может быть смоделирован коррозионно-усталостными испытаниями образцов с КП материала конструкции при полной имитации эксплуатационного спектра нагрузок и среды с реальной частотой и последовательностью механических и коррозионных воздействий в интервале между осмотрами. Такой интервал составляет небольшую часть календарного срока службы ЛА, что делает практически достижимым получение таких данных в эксперименте. Однако знание условий работы повреждённого элемента и аддитивность процессов может значительно упростить задачу.

Из-за наличия эксплуатационных, суточных и сезонных климатических циклов процессы коррозии и накопления усталостной повреждаемости материалов в различных зонах конструкции ЛА не могут происходить непрерывно: этапы роста КП и усталостной наработки неизбежно чередуются с этапами покоя, причём усталостное нагружение может не совпадать или совпадать по времени с коррозионным ростом повреждения. В первом случае (топливный конденсат в кессон-баках, конструкция прогревается в полёте и т.п.) накопление усталостной повреждаемости происходит без контакта

с коррозионно-активной средой. Второй случай сводится к последовательностям из двух этапов: этапа накопления усталостной повреждаемости в условиях контакта поверхности повреждения с вызывающим коррозию агентом при эксплуатационной частоте приложения нагрузок (и с соответствующим этим условиям ростом повреждения) и этапа роста повреждения в интервале, когда усталостные нагрузки отсутствуют.

Таким образом, оба случая сводятся к последовательностям чередований воздействий на зону КП среды и усталостных нагрузок, но в одном случае на одном из двух этапов воздействия совмещены, а во втором нет.

Рассмотрим случай последовательных воздействий среды и полётных нагрузок. Эквивалентность нагружений с таким чередованием воздействий оценили по влиянию величины коррозионного прироста КП на остаточную усталостную долговечность зоны повреждения. С этой целью провели испытания образцов из сплава В95пчТ2 с последовательно наращиваемыми коррозионными язвами. После очередного ( $i$ -го) этапа коррозионного роста язвы образцы получали циклическую наработку  $N_i$  отнулевым циклом с брутто-напряжением  $\sigma_{\max} = 176$  МПа в условиях лабораторного воздуха, если при этом не разрушались при отработке  $N_{\phi}$  циклов. На рисунке 3.55 представлены результаты данного эксперимента как зависимости отношения числа циклов до разрушения на финальном этапе таких испытаний ( $N_{\phi}$ ) к исходной среднелогарифмической долговечности образцов ( $N_{\text{ср}}$ ), испытанных в стационарном режиме с предварительно созданными язвами (см. рисунок 3.44), от предшествующего коррозионного прироста глубины язвы ( $\Delta h$ ). Светлыми символами на рисунке обозначены результаты испытаний с неоднократным наращиванием язвы.

Из рисунка следует, что при росте менее 0,4 мм долговечность зависит от предшествующих росту повреждения наработок и вполне очевидно, что с дальнейшим снижением величины прироста усталостная долговечность всё точнее будет определяться их суммой. Рост 0,4 мм соответствует удалению коррозией повреждённого усталостью слоя металла, при более значительном приросте долговечность определяет конечная величина повреждения независимо от предшествующей наработки.

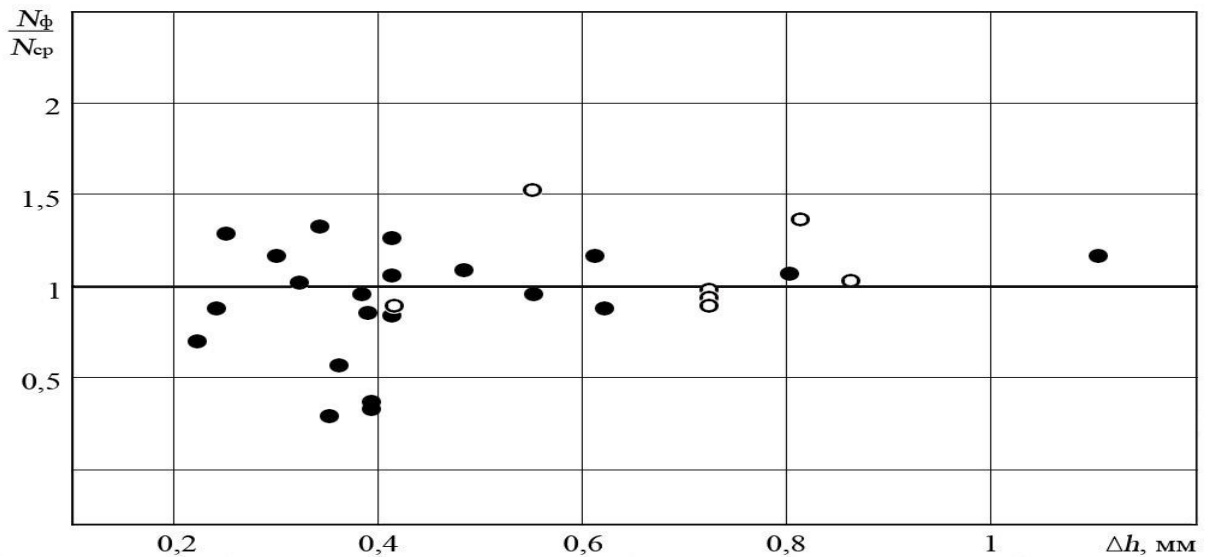


Рисунок 3.55 — Зависимости отношения наработки образцов с КП на этапе перед разрушением к среднелогарифмической долговечности образцов с язвами такого же размера, но без наращивания и наработки, от прироста глубины коррозионной язвы на предшествующем разрушению этапе её роста

Таким образом, если известно, что периоды лётной эксплуатации данного сплава на данном уровне напряжений с “сухим”, т. е. неразвивающимся повреждением разделяются этапами коррозии, то при приросте КП на этапах коррозии на величину 0,4 мм и менее за наработку зоны повреждения следует принимать всю предшествующую наработку с момента образования повреждения. Следует отметить, что в сомнительных случаях суммирование наработки идет в запас надёжности.

Данная схема оценки наработки зоны повреждения применима и для случаев контакта с соответствующей коррозионной средой в условиях действующих переменных нагрузок в полёте. В этом случае усталостную долговечность следует определять в условиях такой среды.

По статистике эксплуатации транспортных самолётов в различных коррозионно-климатических зонах в работах [123—125] (пример из первой работы представлен на рисунке 3.56) прирост глубины КП в 0,4 мм практически невероятен для типовых перерывов в полётах даже в самых жёстких условиях.



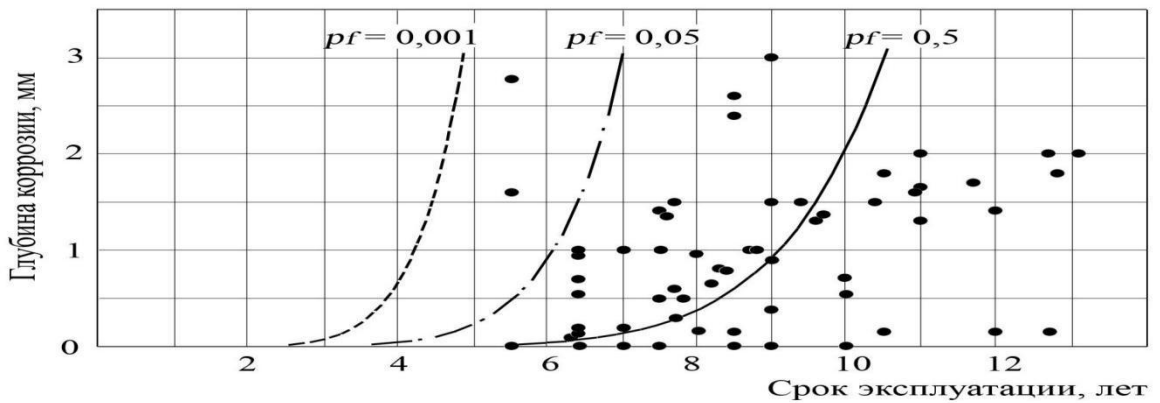


Рисунок 3.56 — Рост расслаивающей коррозии в панелях нижней поверхности крыла самолёта Ил-86 в условиях эксплуатации [123]

### 3.4 Выводы по главе 3

1 Универсальная (для различных форм питтингов, коррозионных язв, каверн различного происхождения и очагов расслаивающей коррозии) характеристика (мера) повреждения на основе площади миделя, связывающая сопротивление зарождению трещины с размерами повреждения, определена как косвенная мера комплексной характеристики размеров области максимально напряжённого металла и концентрации напряжений в этой области. Исходное положение обоснования выбора меры подтверждают результаты испытаний в условиях значительного градиента напряжений в зоне повреждения и образцов с кратерами с гладкой полированной поверхностью. Экспериментальными исследованиями, выполненными на значительном числе конструкционных сплавов, показано, что среди известных мер повреждений связь циклической долговечности зоны повреждения с данной характеристикой наиболее близка к функциональной зависимости и устойчива в исследованном диапазоне конфигураций к изменениям формы КП. Другие известные меры свойством устойчивости не обладают и могут применяться для оценок повреждений только близких по форме к повреждениям опытных данных.

2 Имитация естественной коррозии механическим повреждением может привести к завышенным оценкам усталостной долговечности повреждённого коррозией металла.

3 Результаты испытаний показывают отсутствие заметного влияния на выносливость зон коррозионных язв расслаивания металла в плоскостях, совпадающих с направлением силового потока.

4 Экспериментом подтверждена пригодность меры для повреждений на поверхности и кромке типовых элементов конструкции, включая зоны конструктивной концентрации напряжений. Тем самым установлена единая схема оценки повреждений практически для всего набора элементов конструкции планера. Область применения включает также металлургические дефекты металла, выходящие на поверхность.

5 Зависимости циклической долговечности от меры повреждения реализуются в виде типичных для усталостных характеристик металлов регрессионных зависимостей с показателями рассеяния ниже или сравнимыми с рассеянием усталостной долговечности типовых авиационных конструкций. Характер зависимости сохраняется в условиях контакта повреждения с высоко активными коррозионными средами.

Кривые регрессии (3.1) представляют собой зависимости математического ожидания случайной величины  $y = \lg N1$  от детерминированной величины  $x = \lg f$ . Второй параметр логарифмически нормального закона распределения — среднеквадратическое отклонение — на исследуемом интервале изменения параметра (1.1) определяется формулой (3.2), значения на интервалах устанавливают скедастическую зависимость  $sf(f)$ . Результат исследования устанавливает метод определения функции распределения выносливости — характеристики сопротивления усталости элемента конструкции с КП.

6 Имеющие практическое значение программы коррозионно-усталостных испытаний элементов конструкции ЛА из алюминиевого сплава с КП с чередующимися или совместными коррозионными и механическими воздействиями эквивалентны для типичных условий эксплуатации АТ усталостному или соответствующему по условиям работы в конструкции коррозионно-усталостному нагружению элемента с предварительно созданным КП, равным по размерам финальному повреждению. Для случая зарождения КП в начале межосмотрового интервала и его роста на протяжении интервала данное положение соответствует обнаружению при осмотре повреждения с имеющейся наработкой, равной наработке интервала.

## ГЛАВА 4 МЕТОДЫ РАСЧЁТНОЙ ОЦЕНКИ ДОПУСТИМЫХ РАЗМЕРОВ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ, РЕСУРСА И СРОКА СЛУЖБЫ ПОВРЕЖДЁННОЙ КОНСТРУКЦИИ. АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ НАЗНАЧЕННОГО РЕСУРСА

### 4.1 Расчётные значения сопротивления усталости металла с повреждением

Расчётным значением сопротивления усталости металла с КП в условиях спектра эксплуатационных нагрузок и коррозионных воздействий является усталостная долговечность по возникновению с заданной вероятностью ( $P$ ) трещины на повреждении. По результатам п. 3.2.5 десятичный логарифм выносливости зоны повреждения является квантилем функции распределения долговечности для каждого случая повреждения, характеризуемого его мерой  $f$  и условиями работы металла. Функцию распределения задают зависимости математического ожидания (3.1) и среднего квадратического отклонения (3.2) от меры. Данные зависимости необходимо получить в условиях действующего в зоне повреждения спектра эксплуатационных нагрузок и коррозионных воздействий или его эквивалента.

Квантильные (для заданной вероятности разрушения) зависимости логарифма циклической долговечности от логарифма меры повреждения являются случайными величинами и потому их следует определять с достоверностью статистических оценок  $P_c$ . Уравнение нижней односторонней доверительной границы квантиля уровня  $P$  для доверительной вероятности  $1 - \beta = P_c$  может быть представлено согласно справочному руководству [118] с учётом формул (3.1) и (3.2) в виде

$$Yl(j, f, P, P_c) = Y(j, f) - t_{\beta}(1 - P, n_j, P_c) \cdot \frac{sf_j}{\sqrt{n_j}}, \quad (4.1)$$

где для выборок  $n_j$  объёмом более 20

$$t\beta(1 - P, n_j, Pc) \cdot \frac{sf_j}{\sqrt{n_j}} = \frac{(1 - \frac{1}{4k})\Delta + z_\beta \sqrt{(1 - \frac{1}{4k})^2 \frac{z_\beta^2}{2k} + \frac{\Delta^2}{2k}}}{(1 - \frac{1}{4k})^2 \frac{z_\beta^2}{2k}};$$

$$k = n_j - 1; z_\beta = z(Pc, 0, 1);$$

$z(Pc, 0, 1)$  — квантиль нормированного нормального распределения с матожиданием 0 и дисперсией 1;  $\Delta = z(P, 0, 1) \cdot \sqrt{n_j}$ .

При меньших выборках используются данные справочных таблиц.

Верхняя односторонняя доверительная граница квантиля уровня  $P$  определится формулой

$$Yh(j, f, P, Pc) = Y(j, f) + t\beta(P, n_j, Pc) \cdot \frac{sf_j}{\sqrt{n_j}} \quad (4.2)$$

Результаты расчётов по формуле (4.1) с использованием данных таблицы 3.8 совместно с результатами испытаний образцов с КП, изготовленных из металла лонжеронов крыла (см. рисунок 2.9) представлены на рисунке 4.1.

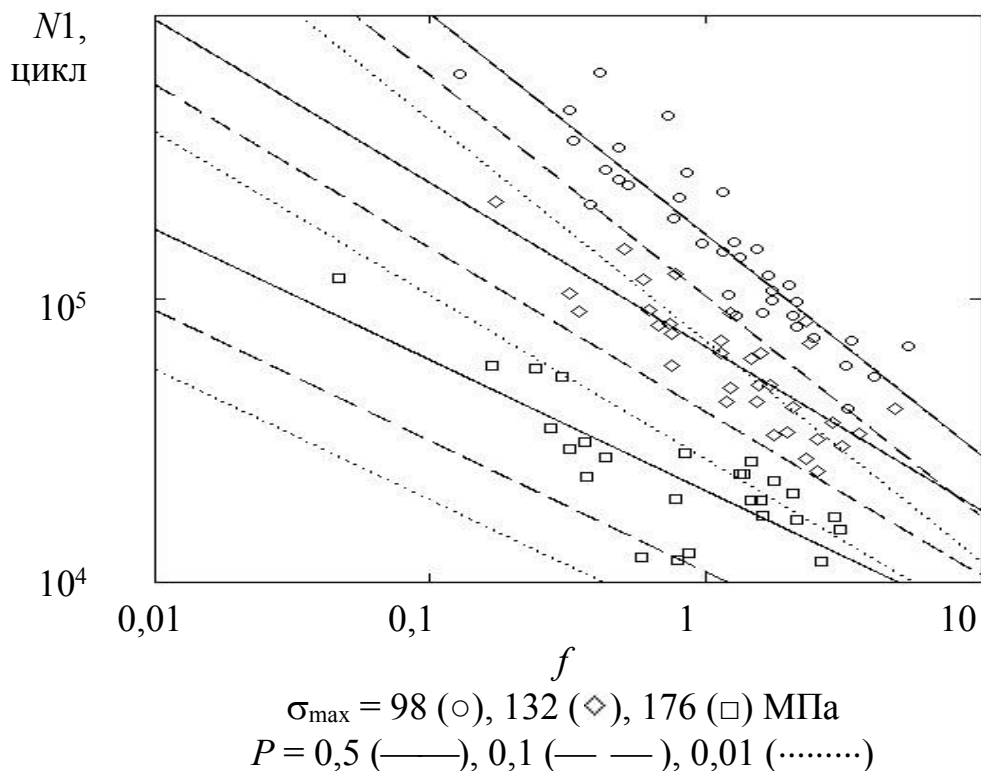


Рисунок 4.1 — Результаты испытаний и квантильные кривые зависимости циклической долговечности сплава В95пчТ2 от размера  $f$  поверхностной язвы. Нижние границы для вероятностей 0,1 и 0,01 определены с доверительной вероятностью 0,95

Полагая, что долговечность зоны повреждения связана с напряжением зависимостью вида  $Nl \cdot \sigma_{\max}^m = C$ , первичные две кривые регрессии (3.1) (соответствующие вероятности разрушения  $P = 0,5$ ) или пары квантильных кривых ((4.1) или (4.2)), полученные в экспериментах при уровнях циклических напряжений  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$ , могут быть преобразованы в соответствии с интерполяционной схемой рисунка 4.2 по формулам

$$m = m(f, j1, j2, P, Pc) = \frac{Yl(j1, f, P, Pc) - Yl(j2, f, P, Pc)}{\lg \frac{\sigma_2}{\sigma_1}}$$

и

$$C = C(f, j1, j2, P, Pc) = 10^{Yl(j1, f, P, Pc)} \cdot \sigma_1^m$$

в стандартные кривые усталости или, соответственно, в квантильные кривые усталости зон повреждений по моменту образования трещины [71; 72; 116; 126].

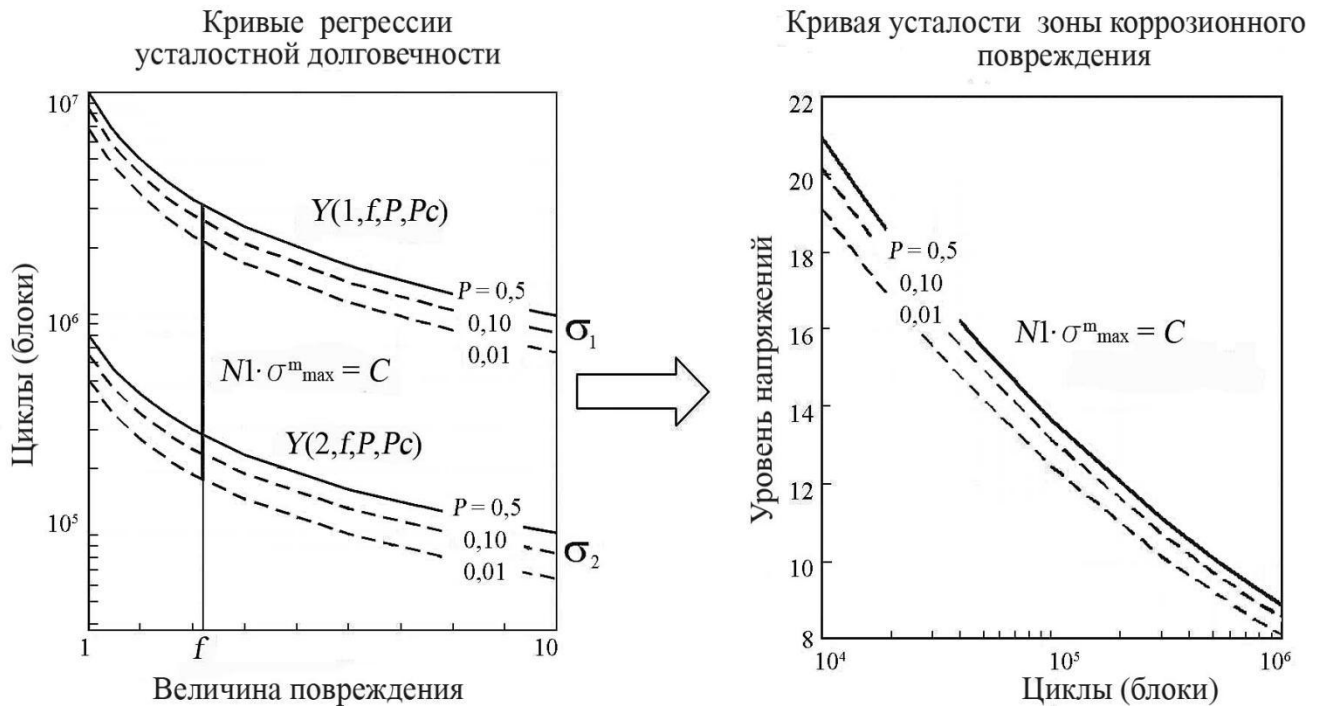


Рисунок 4.2 — Схема перехода от квантильных кривых регрессии к квантильной кривой усталости для заданного параметром  $f$  размера коррозионного повреждения

На рисунке 4.3 представлены такие кривые усталости для металла лонжеронов.

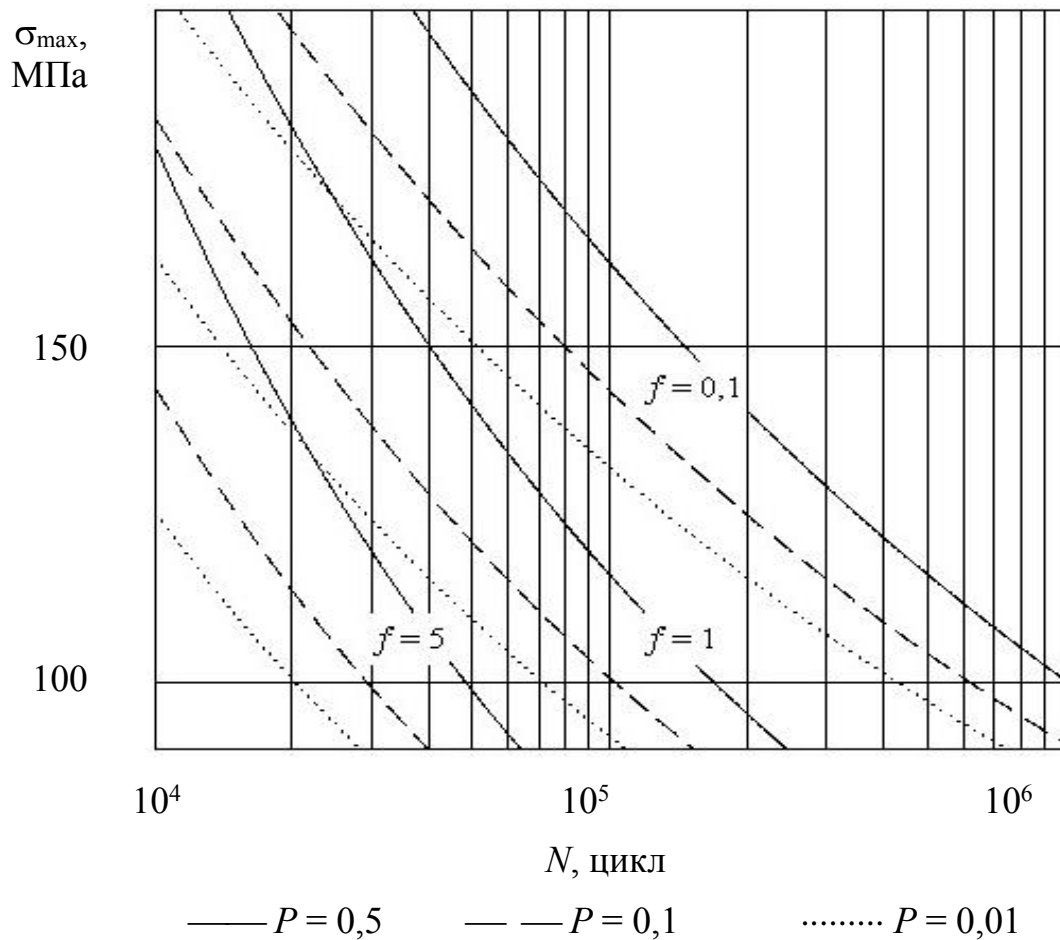


Рисунок 4.3 — Кривые усталости сплава В95пчТ2 с поверхностными язвами размером  $f = 0,1; 1,0$  и  $5,0$  для вероятностей разрушения  $P = 0,5; 0,1$  и  $0,01$

Кривые усталости могут использоваться при контроле состояния элемента для непосредственной оценки остаточной циклической долговечности зоны коррозии, в частности, в соответствии пп. 3.3 и 3.4 — коррозионных и механических повреждений поверхности критических мест конструкции.

#### **4.2 Условия допустимости коррозионных повреждений. Методы оценки допустимых размеров повреждений, остаточного ресурса и календарного срока службы повреждённой конструкции**

Безопасность ЛА обеспечивается при обосновании назначенного ресурса, её уровень в любой момент эксплуатации после появления повреждения не должен быть ниже, чем для исходной неповреждённой конструкции. В связи с этим допустимыми могут быть повреждения, вообще не снижающие остаточный, на

момент возникновения повреждения, ресурс конструкции или соответствующие допустимой наработке, достаточной для эксплуатации до момента планового ремонта или вывода из эксплуатации.

Методы расчётных оценок устанавливаются математической моделью допустимости повреждений, в которой критическое место конструкции, определяющее в отсутствие повреждения её допустимую наработку, и зона повреждения представлены своими функциями распределения усталостной долговечности. Параметры функции критического места конструкции, как правило, известны или могут быть определены исходя из назначенного ресурса. Для логарифмически нормального закона это математическое ожидание логарифма долговечности  $M_0$  и среднеквадратическое отклонение  $sh$ . После отработки  $N_0$  циклов до возникновения повреждения математическое ожидание изменяется:  $M = M_0 - \lg N_0$ . Для зоны повреждения параметры закона устанавливают зависимости (3.1) и (3.2), соответствующие условиям работы (спектру нагружения и внешней среде) повреждённого элемента.

Рассматриваем логарифм назначенного ресурса конструкции как квантиль вероятности  $P$  функции распределения долговечности критического места. Для повреждённой конструкции остаток ресурса составит  $M_1$  циклов с момента появления повреждения.

Зарождение трещины на конструктивной нерегулярности и зарождение на повреждении независимые случайные события, если появление повреждения не меняет НДС зоны нерегулярности или учтено изменение напряжений с появлением КП. Вероятность разрушения повреждённой конструкции при отработке  $M_1$  циклов после появления повреждения устанавливает формула суммы независимых совместных событий:

$$P = P(\Pi) + P(K) - P(\Pi) \cdot P(K). \quad (4.3)$$

Здесь, как и в п.1.4,  $P(\Pi)$  — вероятность разрушения (появления трещины) по КП,  $P(K)$  — вероятность разрушения по критической нерегулярности конструкции.

Вероятность разрушения неповреждённой конструкции при той же наработке

$$P(K) = Fn(\lg(N_0 + N1), M_0, sh) = \frac{1}{\sqrt{2\pi \cdot sh}} \int_{-\infty}^{\lg(N_0 + N1)} e^{-\frac{(x-M_0)^2}{2 \cdot sh^2}} dx. \quad (4.4)$$

Схема изменения вероятностей по мере усталостной наработки ( $N$ ) конструкции с повреждением представлена на рисунке 4.4.

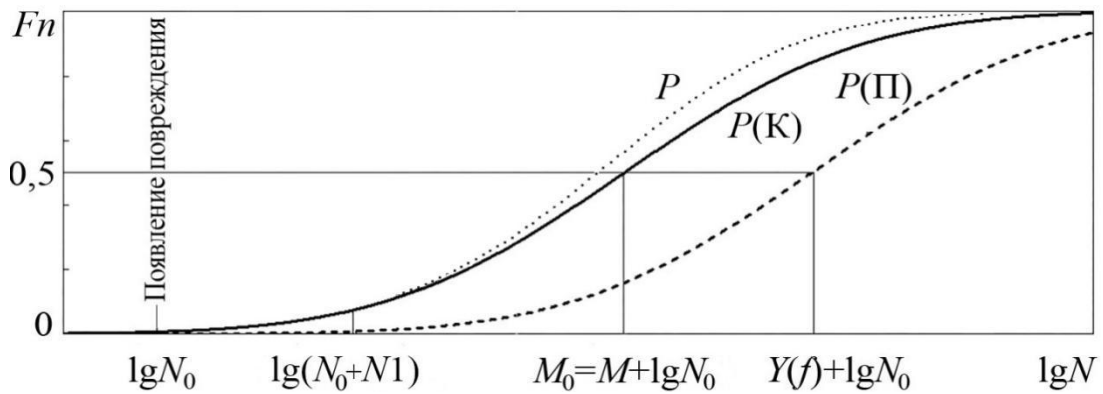


Рисунок 4.4 — Зависимости от наработки вероятностей разрушения повреждённой конструкции, критического места и по повреждению

Величина  $P(K)$  на момент полной отработки ресурса задаётся нормативным (соответствующим нарушению условия практической невероятности предельного состояния) значением, что позволяет определить при необходимости один из недостающих параметров распределения, например  $M_0$  по величине ресурса или вероятность для назначенного ресурса, составляющего часть полного ресурса конструкции.

Логарифмически нормальный закон распределения усталостной долговечности предполагает возможность разрушения и при нереально малой наработке. Равенство нулю  $P(\Pi)$  соответствует случаю отсутствия повреждения, поэтому решения для конструкции с повреждением существуют, когда эта вероятность отлична от нуля:  $P(\Pi) = k \cdot P, k < 1$ .

Исходя из схемы, разрушение от конструктивной нерегулярности и/или от повреждения при соответствующих им вероятностях соответствует равенству квантилей ( $z$ ) обоих распределений:

$$z(P(K), M_0, sh) = z(P(\Pi), Y(f) + \lg N_0, s(f)) \text{ или иначе}$$



$$z(P(K), M, sh) = Y(f) + z(P(\Pi), 0, s(f)), \quad (4.5)$$

При  $k \ll 1$  разрушение от КП можно считать практически невероятным. В этом случае усталостную долговечность повреждённой конструкции из-за малости  $k$  в основном определяет критическое место конструкции, и потому изменение долговечности должно быть очень мало. Вследствие этого уравнения (4.3), (4.5) с учётом (3.1) и (3.2) устанавливают первое условие допустимости КП. Система сводится к уравнению

$$f = 10^{\frac{z(\frac{P(1-k)}{1-kP}, M, sh) - z(kP, 0, s(f)) - a}{b}} + \bar{x}. \quad (4.6)$$

Решением уравнения является значение  $f$ , от которого, исходя из его определения, можно перейти к действительным размерам повреждения. Область существования решений устанавливает уравнение (4.5).

Схема подхода принципиально не меняется при замене квантилей односторонними доверительными границами квантилей для заданной величины доверительной вероятности (статистической надёжности) по формулам (4.1) и (4.2).

Авиационные конструкции содержат значительное число конструктивных концентраторов напряжений и с точки зрения сопротивления усталости не являются равнопрочными: усталостное разрушение обычно происходит по заклёпочным швам, болтовым соединениям, недостаточно подкреплённым вырезам, отверстиям и другим концентраторам напряжений. Гладкие участки обшивок, силового набора и некритические нерегулярности конструкции имеют некоторый запас сопротивления усталости в сравнении с критическими местами. Этот запас может быть снижен коррозией в пределах сохранения уровня безопасности по условиям прочности исходной, т. е. неповреждённой конструкции.

Допустимость повреждения по второму условию определяется сравнением межосмотрового интервала в циклах функциональных нагрузок с величиной допустимой наработки (остаточным ресурсом) повреждённой конструкции.

Остаточный ресурс ( $N1$ ) определяется решением уравнения (4.3), записанного в виде

$$P = Fn(\lg(N_0 + N1), M_0, sh) + Fn(\lg N1, Y(f), s(f)) - Fn(\lg(N_0 + N1), M_0, sh) \times Fn(\lg N1, Y(f), s(f)), \quad (4.7)$$

при нормативном на конец отработки ресурса значении вероятности  $P$ . В свою очередь, задаваясь значением межосмотрового интервала (с учётом в длине интервала наработки до обнаружения повреждения)  $N1$ , решением уравнения можно установить допускаемый для такой отработки размер повреждения.

Применяемые в настоящее время регламенты ТО основаны на опыте эксплуатации, т. е. при их составлении используются прогноз возникновения КП в контролируемом элементе конструкции или возобновления коррозии по месту ремонтной зачистки. В процессе эксплуатации любого типа ЛА производится сбор, обработка и анализ данных об отказах и неисправностях АТ в порядке, установленном нормативными документами отрасли и стандартами (например, ОСТ 1000497 «Надёжность изделий авиационной техники, Методы оценки и анализа показателей надёжности самолётов (вертолёт) при их эксплуатации»). Каждый случай обнаружения КП при поступлении на плановый ремонт или при целевом осмотре обязательно документируется и используется после анализа и обобщений для установления периодичности контроля аналогичных конструкций [24]. По каждому типу самолётов собрана и продолжает пополняться база данных эксплуатации в различных коррозионно-климатических условиях. Типичный вид зависимостей размеров КП от времени эксплуатации представляют данные работ [123–125]. На рисунке 3.56 была представлена в качестве примера статистика развития коррозии в панелях обшивки крыла самолёта Ил-86. Квантильная (с учётом вероятности) зависимость  $f = f(\tau, pf)$  коррозионного роста повреждения от календарного времени (или наработки), типа показанных на данном рисунке, позволяет построить обратную ей ожидаемую длительность эксплуатации, соответствующую появлению повреждения такого размера,

$$\tau = \tau(f, pf), \quad (4.8)$$

где в данном случае  $\tau$  — календарное время отсчёта с возможного начала роста коррозионного повреждения,  $pf$  — вероятность появления КП, превышающего размер  $f$  (определяемый зависимостью (1.1)).

КСС конструкции может быть оценён для любого заданного остатка ресурса  $M_1$  путём определения размера допустимого по второму условию повреждения и времени роста повреждения до такого размера функцией прогноза (4.8). Разность значений (4.8) для критического размера повреждения и обнаруженного при осмотре (здесь необходимо учесть разницу во времени обнаружения и возникновения повреждения) оценивает возможный срок службы повреждённой конструкции.

Если момент возникновения КП установить невозможно, то при обнаружении повреждения при очередном осмотре можно предполагать его возникновение из-за периодичности контроля в любой момент отработки предшествующего осмотру интервала и дальнейший рост до момента обнаружения. Предельные случаи — появление полноразмерного повреждения сразу после предшествующего осмотра и появление перед текущим осмотром. В первом случае до обнаружения повреждения вырабатывается часть ресурса, равная по наработке данному интервалу. Второму случаю соответствует величина остаточного ресурса конструкции на момент обнаружения повреждения. В общем случае появления и роста КП в межосмотровом интервале границы диапазона расчётных оценок допустимого размера повреждения будут соответствовать этим случаям, причём заведомо консервативной будет оценка для случая возникновения полноразмерного повреждения сразу после предшествующего осмотра. Правомерность применения данного приёма подкреплена выявленными в п. 3.3.3 закономерностями накопления усталостной повреждаемости зоны растущего повреждения. Нарботка зоны повреждения, предшествующая его обнаружению, должна быть учтена при выполнении оценок.

### 4.3 Экспериментальные исследования допустимости повреждений

Результаты исследования допустимости КП представлены в работах [127–131] на примере реального повреждения расслаивающей коррозией кромки нижней полки штампованного лонжерона крыла (см. рисунок 1.5), усталостная долговечность которой в неповреждённом состоянии определяется отверстиями под болты М6 крепления нижней панели (рисунки 4.5 и 4.6).



Рисунок 4.5—Штампованный лонжерон. Полки лонжерона имеют отверстия под болты крепления панелей обшивки

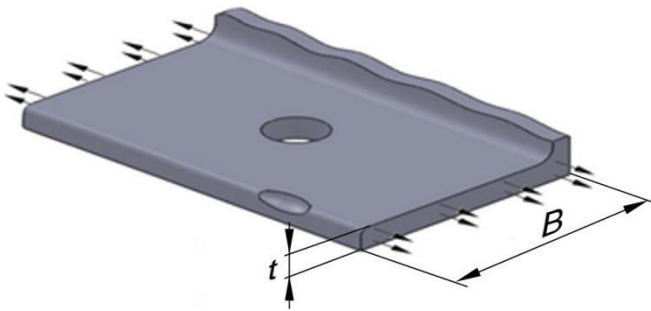


Рисунок 4.6 — Расчётная схема нижней полки лонжерона с коррозионным повреждением на кромке

Полка нагружена растягивающим циклическим напряжением. Для наглядности примера и создания возможности экспериментальной проверки метода принято, что натяг от крепежа и передаваемое через болт усилие отсутствуют. На рисунках 4.7 и 4.8 представлены распределения

концентрации напряжений в рассматриваемом участке полки в исходном состоянии и с кромочным повреждением.

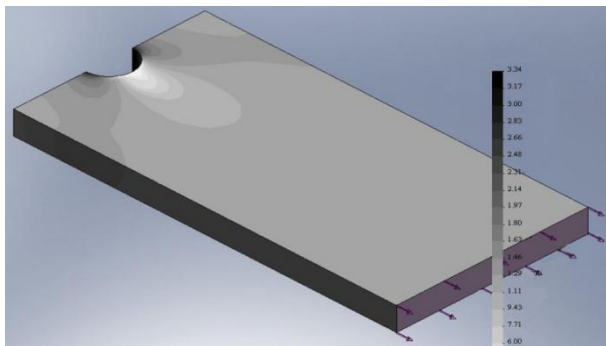


Рисунок 4.7 — Распределение концентрации напряжений в полке без повреждения

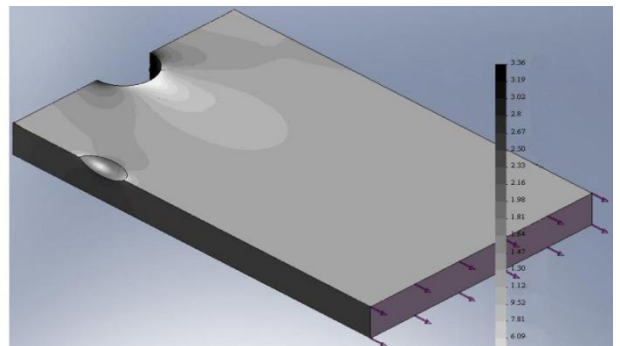


Рисунок 4.8 — Распределение концентрации напряжений в полке с небольшим повреждением на кромке

Анализом МКЭ установлено наличие условия независимости случайных событий — зарождений трещины на КП и на отверстиях, т. к. небольшие повреждения практически не влияют на НДС зоны отверстия.

Параметры распределения усталостной долговечности зоны отверстия полки получили усталостными испытаниями образцов полок, изготовленных из металла стенок и полок лонжеронов. Образцы испытаны на усталость отнулевым циклом на тех же, что и образцы материала лонжеронов с КП трёх уровнях максимального брутто-напряжения цикла ( $\sigma_{\max} = 98; 132$  и  $176$  МПа).

На рисунке 4.9 представлены результаты испытаний и кривая усталости полок со свободным отверстием без повреждений, на рисунке 4.10 — зависимость выборочной дисперсии ( $sh^2$ )  $\lg N$  от максимального напряжения цикла. Длительностью развития трещины вследствие её малости пренебрегали.

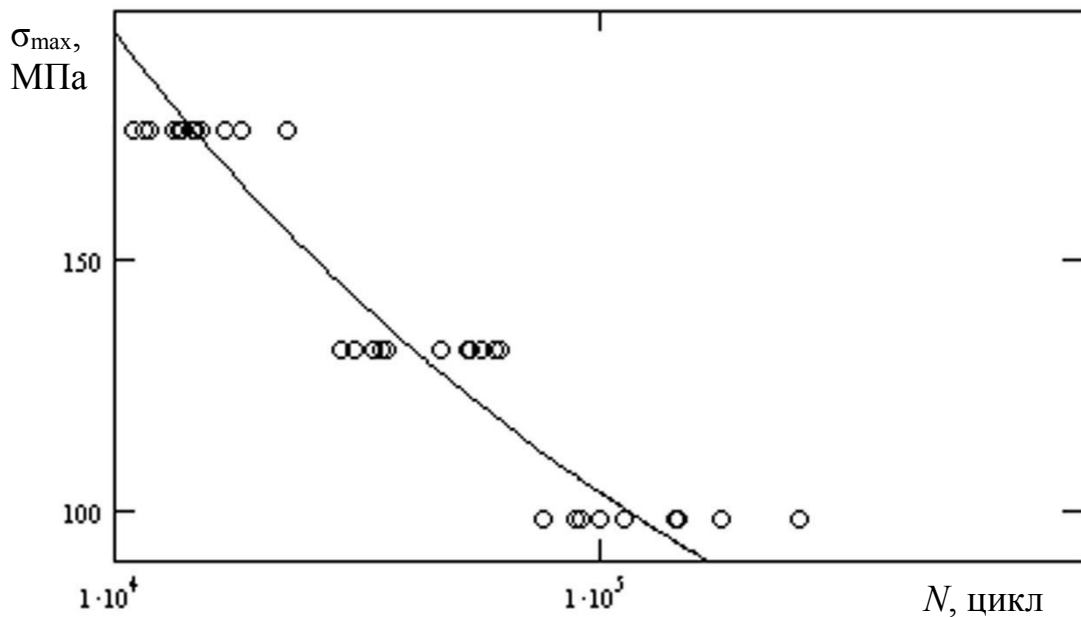


Рисунок 4.9 — Результаты испытаний и кривая усталости полок со свободным отверстием

В таблице 4.1 сведены вместе значения параметров линий регрессии материала лонжеронов с КП, дисперсии ( $sf^2$ ) логарифмов долговечностей зон коррозии, математические ожидания ( $M_0$ ) и дисперсии ( $sh^2$ ) десятичных логарифмов долговечностей зоны отверстия в полках, испытанных в среде лабораторного воздуха.

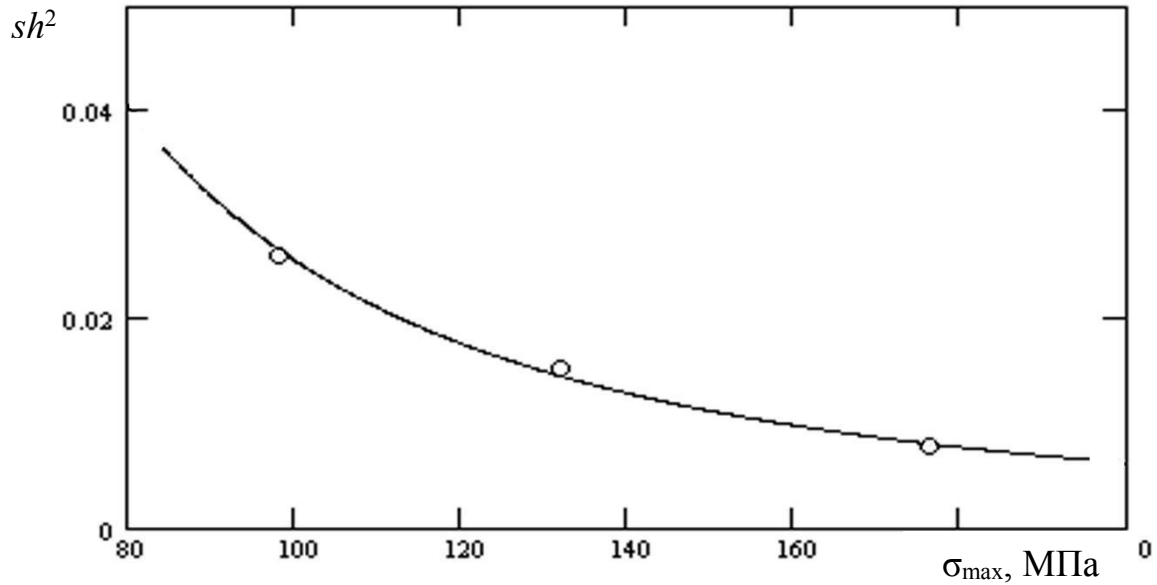


Рисунок 4.10 — Зависимость выборочной дисперсии величины  $\lg N$  от максимального напряжения цикла по результатам испытаний полок со свободным отверстием

Таблица 4.1 — Параметры распределений логарифмов долговечностей полок с отверстиями и кривых регрессии логарифмов долговечностей зон повреждений металла лонжеронов

№	$\sigma_{\max}$ , МПа	Зона отверстия (полка)		Зона КП	
		$M_0$	$sh^2$	уравнение регрессии	$sf^2$
1	98	5,079	0,0261	$\lg N_1 = 5,186 - 0,779(\lg f - 0,0502)$	0,015
2	132	4,620	0,0152	$\lg N_1 = 4,775 - 0,578(\lg f - 0,0951)$	0,017
3	176	4,157	0,00788	$\lg N_1 = 4,365 - 0,462(\lg f + 0,0941)$	0,024

Данные величины полностью характеризуют распределения логарифмов циклической долговечности зон КП различных размеров и полок с отверстием на исследуемых уровнях нагружения. Изменения среднего квадратического отклонения (СКО) по интервалам диапазона размеров КП невелики (см. таблицу 3.8). Учёт этих изменений при необходимости и наличии достаточного объёма экспериментальных данных не создаёт принципиальных трудностей, поэтому в целях более чёткого представления основной схемы расчётов в рассматриваемых

примерах принято, что СКО не зависит от величины повреждения и постоянно для всего диапазона.

Используя данные таблицы 4.1, решениями уравнения (4.6) установлены зависимости допустимых сечений повреждений в процентах от площади сечения полки от отношения  $P(\Pi)/P$  при вероятностях усталостного разрушения полки 0,01; 0,05; 0,1 и 0,5 (рисунки 4.11, а, в, д), а решениями уравнения (4.7) — зависимости квантильных долговечностей полки от размеров повреждений (рисунки 4.11, б, г, е) на трёх уровнях напряжений отнулевого цикла.

На осях размеров отмечены значения параметров допустимых по уравнению (4.6) повреждений  $f_{0,01}$ . Индекс 0,01 соответствует принятым при расчёте значениям  $P(\Pi)/P = 0,01$  и  $P = 0,01$ .

Характер изменения усталостной долговечности элементов с конструктивными концентраторами напряжений с ростом размеров повреждения примечателен тем, что долговечности до определённого предела повреждения снижаются крайне незначительно, а затем имеет место резкое падение долговечности. Величине параметра при  $P(\Pi)/P = 0,01$  соответствуют допустимые кромочные повреждения, составляющие в зависимости от уровня действующих напряжений от 3 до 8% брутто-сечения полки; снижение усталостной долговечности во всех рассматриваемых случаях при этом не превышает 0,2%, что соответствует исходному положению вывода первого условия допустимости.

Результаты расчётов подтверждены усталостными испытаниями вырезанных из конструкции образцов-полок с кромочными повреждениями (рисунки 4.12–4.35). Образцы разрушались либо с зарождением трещины от отверстия (рисунки 4.15–4.22, 4.26, 4.28–4.32), либо от кромочного повреждения (рисунки 4.12–4.14, 4.23–4.25, 4.27, 4.33–4.35). Стрелками отмечены очаги зарождения. Результаты испытаний нанесены на графики рисунков 4.11, б, г, е. Тёмными символами отмечены разрушения, начинающиеся от КП, светлыми — от отверстий. Результаты эксперимента подтверждают расчётные оценки — долговечности резко снижаются по достижении расчётных значений допустимых размеров из-за начавшихся разрушений от коррозионных язв.

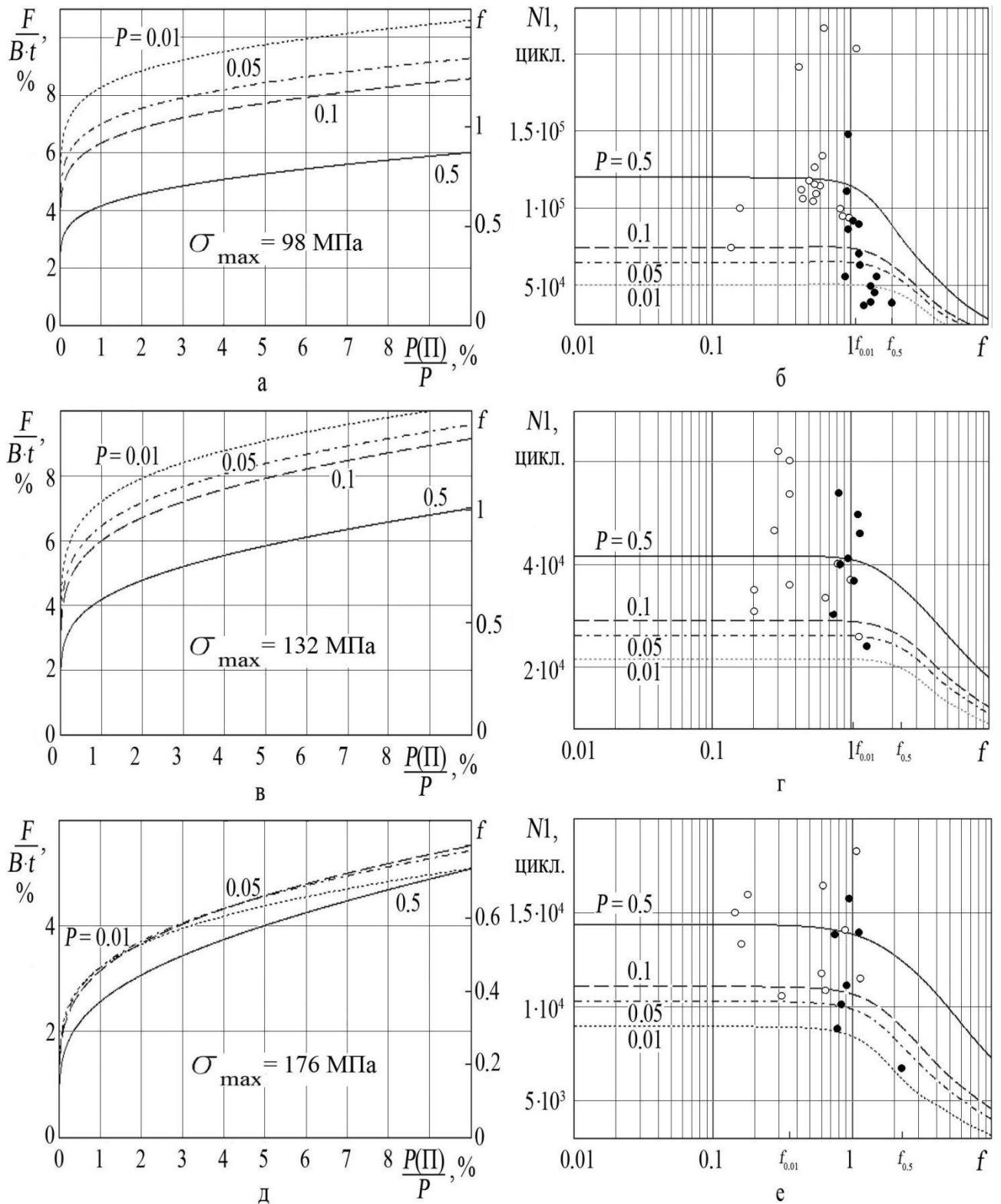


Рисунок 4.11 — Допускаемые по условию невлипания на усталостную долговечность лонжерона относительные площади сечения кромочных коррозионных повреждений полок (а, в, д), зависимости долговечности полок от величины повреждения (б, г, е) и результаты испытаний полок с повреждениями при уровнях циклических брутто-напряжений

$\sigma_{\max} = 98$  (а, б); 132 (в, г); 176 (д, е) МПа.





Рисунок 4.12 — Источник  
разрушения — язва

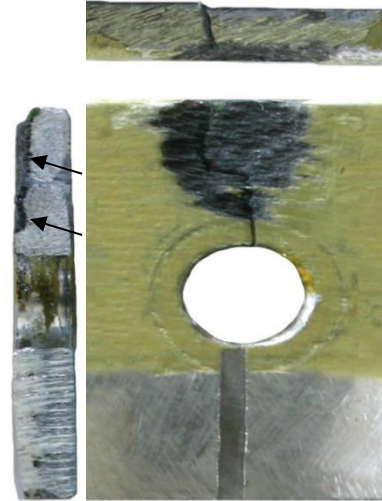


Рисунок 4.13 — Источник  
разрушения — язва



Рисунок 4.14 — Источник  
разрушения — язва



Рисунок 4.15 — Источник  
разрушения — отверстие



Рисунок 4.16 — Источник  
разрушения — отверстие

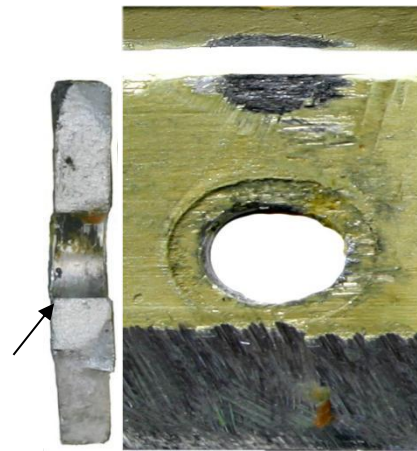


Рисунок 4.17 — Источник  
разрушения — отверстие

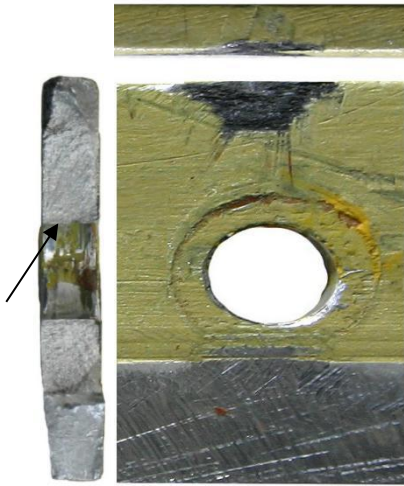


Рисунок 4.18 — Источник разрушения — отверстие

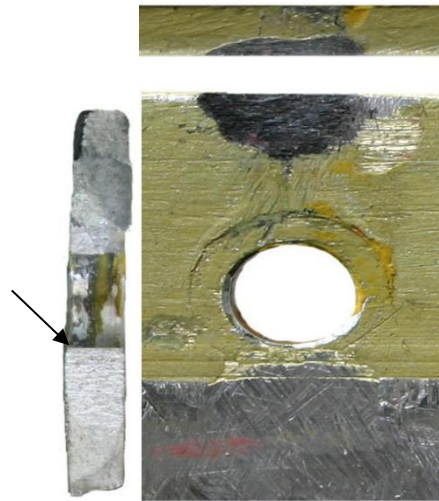


Рисунок 4.19 — Источник разрушения — отверстие

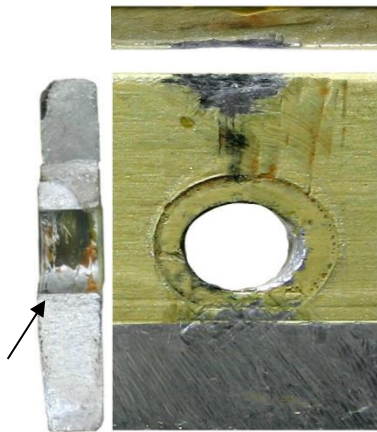


Рисунок 4.20 — Источник разрушения — отверстие

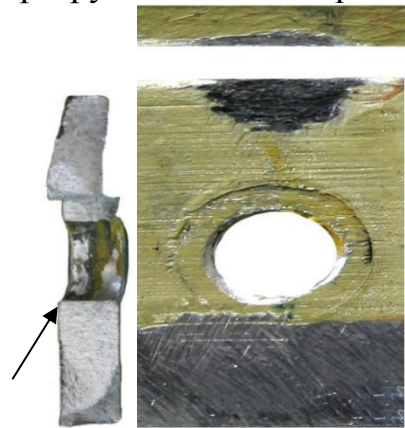


Рисунок 4.21 — Источник разрушения — отверстие

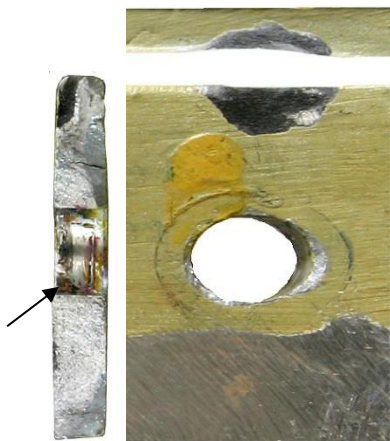


Рисунок 4.22 — Источник разрушения — отверстие

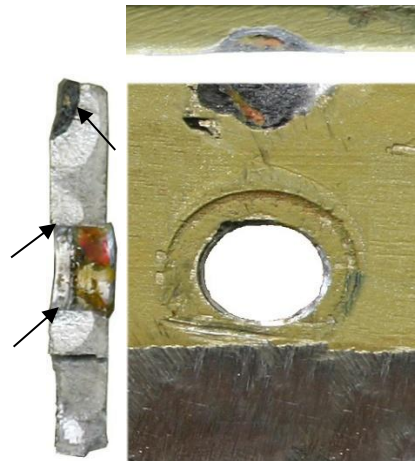


Рисунок 4.23 — Источники разрушения — язва и отверстие

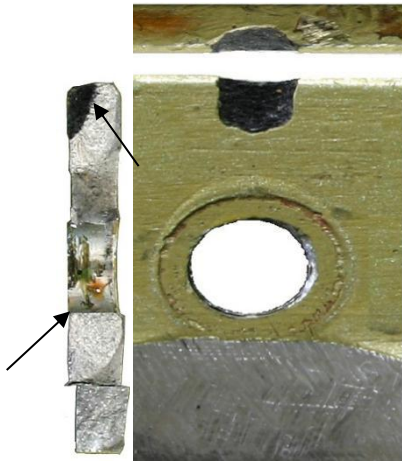


Рисунок 4.24 — Источники разрушения — язва и отверстие

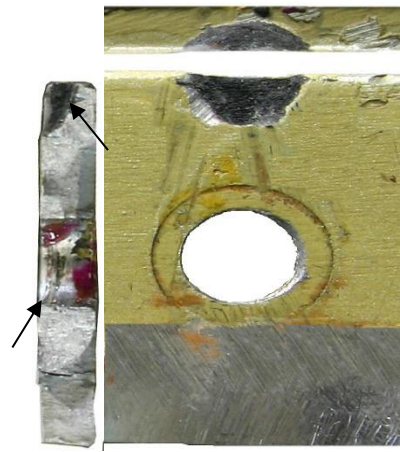


Рисунок 4.25 — Источники разрушения — отверстие и язва

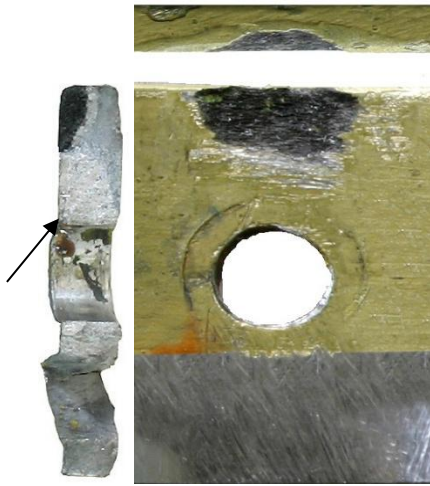


Рисунок 4.26 — Источник разрушения — отверстие

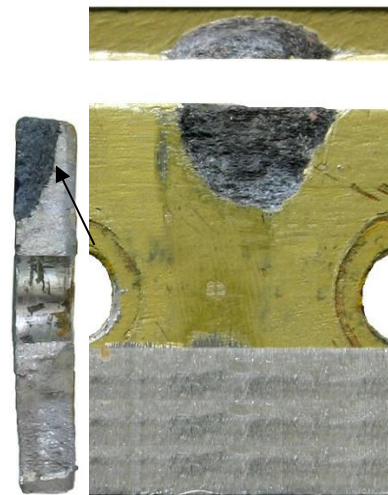


Рисунок 4.27 — Источник разрушения — язва

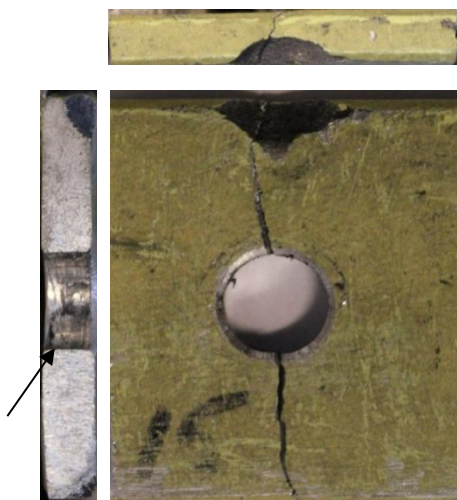


Рисунок 4.28 — Источник разрушения — отверстие

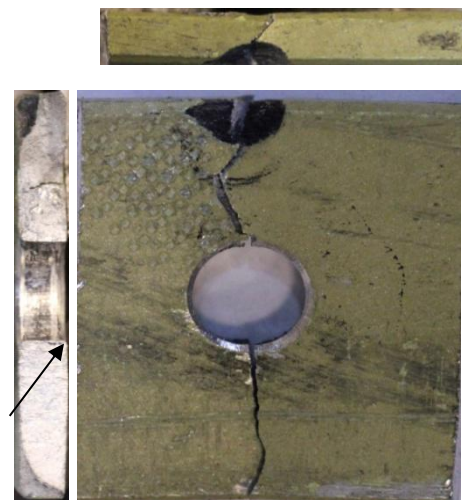


Рисунок 4.29 — Источник разрушения — отверстие

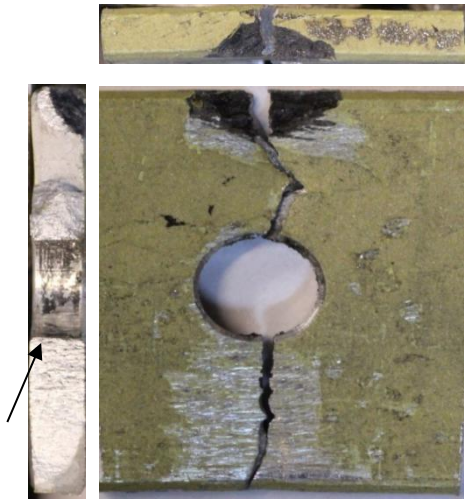


Рисунок 4.30 — Источник разрушения — отверстие

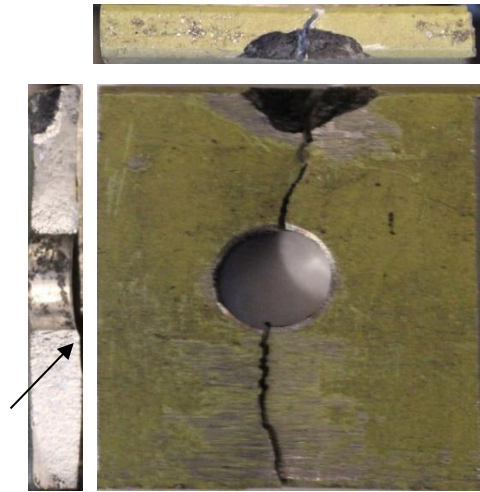


Рисунок 4.31 — Источник разрушения — отверстие

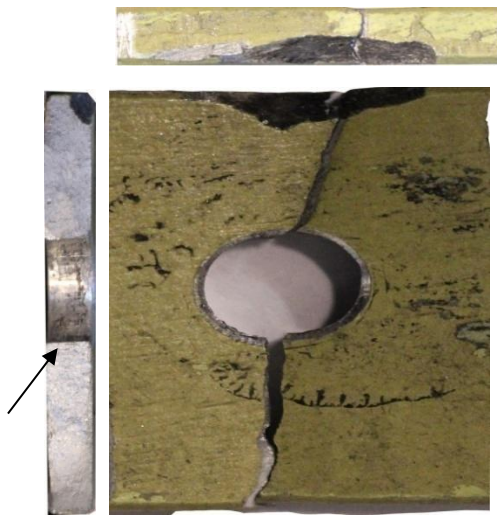


Рисунок 4.32 — Источник разрушения — отверстие

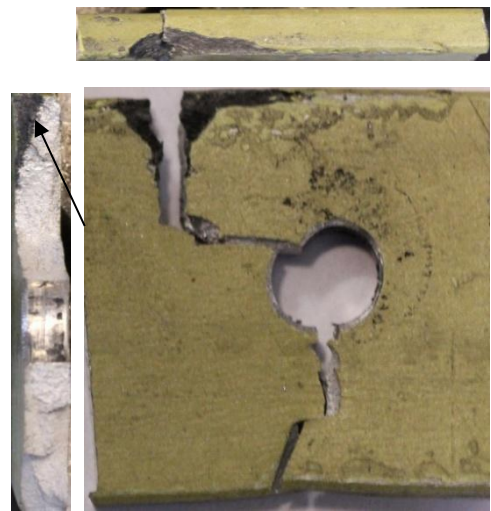


Рисунок 4.33 — Источник разрушения — язва

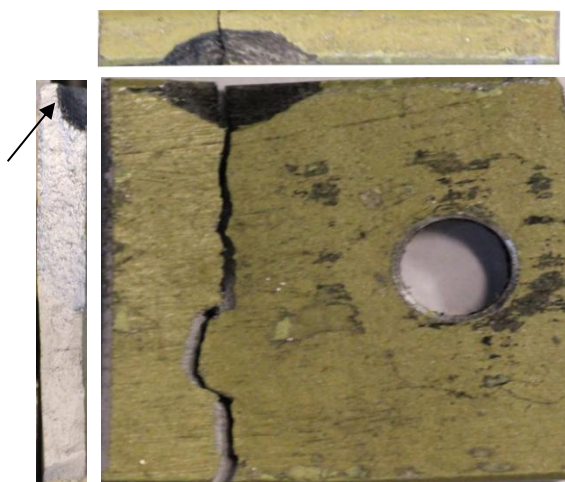


Рисунок 4.34 — Источник разрушения — язва

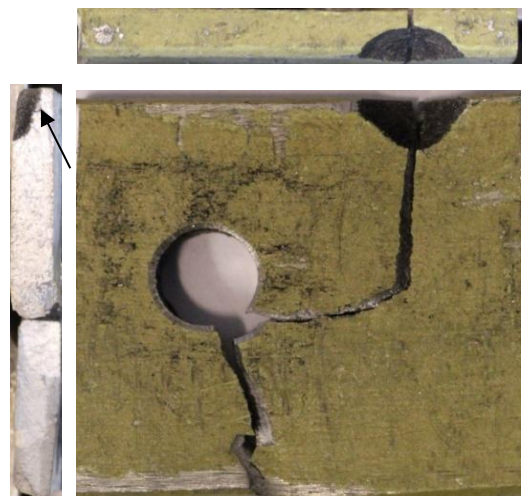


Рисунок 4.35 — Источник разрушения — язва

Парадоксальным является то, что размер допускаемого по условию неснижения ресурса повреждения уменьшается с повышением вероятности разрушения конструкции. Однако это следует из того, что точку сопряжения квантилей в (4.5) определяет в значительной, из-за малости  $k$ , степени квантиль распределения долговечности зоны конструктивной нерегулярности, который с увеличением вероятности смещается в сторону увеличения долговечности, но для зоны КП это возможно только за счёт снижения размера повреждения.

Данный факт (при соответствующей проверке для конкретных КП и критических мест конструкции) позволяет обойти известную сложность определения фактического поведения законов распределения усталостной долговечности на так называемых “хвостах”, т. е. в диапазонах, определяющих вероятности, близкие к нулю (и к единице), где оно может сильно отличаться от классических экстраполяций в эти области. В российских нормах принят предельный уровень вероятности разрушения конструкции порядка  $10^{-3}$  на срок службы гражданского самолета и  $5 \cdot 10^{-3}$ — $10^{-2}$  на срок службы для военных самолётов [31; 132]. Вероятность  $10^{-2}$  и даже бóльшая, приемлемая по числу испытываемых образцов материалов и элементов конструкций, в этом случае обеспечивает консервативность оценки допустимости КП.

Другой подход к выбору ресурсной базы для определения допустимости КП в конструкции следует из объяснения парадокса: требования к допустимому повреждению ужесточаются, если сравнивать зону повреждения с элементом более выносливым, чем критический элемент конструкции. В рассматриваемом примере нижняя полка лонжерона крыла с одним свободным отверстием, безусловно, имеет более высокое сопротивление усталости, чем та же полка со многими отверстиями и, тем более, с отверстиями, нагружаемыми помимо потока обтекания усилиями, передаваемыми через крепёжные болты с панели обшивки.

Аналогичные приёмы могут быть использованы в практике. Допустимость повреждений более удобно устанавливать не относительно допускаемой наработки отдельных критических мест конструкции, а относительно их

кумулятивной характеристики — допускаемой наработки ВС, устанавливаемой как безопасный ресурс, допускаемая наработка в эксплуатации до первого осмотра или допустимая наработка, устанавливаемая по длительности развития трещины от максимально необнаруживаемого дефекта. Задача сводится к выбору  $M_0$  и  $sh$ , обеспечивающих заданный уровень безопасности.

Представление условий допустимости КП в виде математической модели даёт возможность оценить последствия изменения параметров распределений и различных подходов к оценке допустимости коррозии. Например, исходя из соотношения (4.3) размер допустимого повреждения полки лонжерона на основе условия равной вероятности разрушений устанавливает решение уравнения

$$f = 10^{\frac{z(p, M_0, sh) - z(p, 0, sf(f)) - a}{b}} + \bar{x},$$

где в данном случае  $p$  — исходная, до повреждения, вероятность усталостного разрушения полки. Результаты расчётов при  $p = 0,5$ , что соответствует определению допустимости по равенству эффективных коэффициентов концентрации напряжений, отмечены на абсциссах графиков рисунков 4.11, б, г, е как  $f_{0,5}$ . Видно, что повреждение такого размера не является допустимым при интервале между осмотрами близком по длительности к расчётной усталостной долговечности конструкции и при его возникновении на начальном этапе эксплуатации. Допустимость на других этапах, при более коротких интервалах и (или) другой величине рассеяния сопротивления усталости металла с КП нетрудно оценить, используя данные значения в соответствующих уравнениях п.4.3.

Условия допустимости определяют по ГОСТ 20911-89 «Техническая диагностика. Термины и определения» [30] вид технического состояния повреждённой конструкции по результатам осмотра: работоспособна ли она на момент обнаружения КП (соответствует ли критериям лётной годности) или нет? — и прогноз состояния на планируемый этап эксплуатации в ожидаемых коррозионно-климатических условиях.

#### 4.4 Алгоритм отработки назначенного ресурса

При жёстко фиксированных по наработке и (или) по календарному времени сроках осмотров и ремонтов возможность оставить обнаруженное при осмотре КП до планового ремонта (задачи работы [17]) определяется оценкой повреждения (фактически, оценкой допустимой наработки конструкции с повреждением) по одному из условий допустимости.

Недостатком такого решения является то, что нет гарантий полной отработки ресурсного потенциала конструкции ВС при выходе повреждения на второе условие допустимости, т. к. некоторые особо ответственные элементы конструкции (например, шпангоуты фюзеляжа, лонжероны центроплана и т. п.) заменить или усилить в повреждённом месте часто практически невозможно и ВС подлежит списанию.

Для полной отработки заявленного ресурса необходимо не допускать возможность развития коррозии за пределы нарушений лётной годности и ремонтпригодности за весь срок отработки рассматриваемого вида ресурса путём ограничения интервалов между осмотрами, при которых КП может быть надёжно обнаружено и отремонтировано. Вполне очевидно, что расходы и время простоя на ремонт при случайном характере коррозии будут минимальны, если не допускать ситуаций, требующих тяжёлых форм ремонта, связанных с усилением или заменой повреждённого коррозией элемента конструкции (за исключением финального этапа с выводом ВС после полной отработки ресурса из эксплуатации).

Это оказывается выполнимо для всех мест конструкции, кроме критического, если на момент каждого (кроме финального) осмотра коррозия не будет превышать размеры, соответствующие первому условию допустимости. Такие повреждения не влияют на остаточный ресурс конструкции и потому заведомо обеспечивается лётная годность на интервале, предшествующем осмотру, а если остановить коррозионный рост повреждения, то далее возможна полная отработка остатка ресурса.

Для остановки роста КП, как временная мера, возможно применение ингибирующих составов [48], но более радикальным способом является удаление продуктов коррозии механическим способом с последующим нанесением лакокрасочного покрытия. При доступности зон контроля эта процедура выполнима в полевых условиях силами оперативного обслуживающего персонала без дополнительного простоя АТ. Зачистка корродированного металла, выглаживание и полировка поверхности ремонтного кратера не только останавливают коррозионный процесс, но и способны повысить сопротивление усталости зоны повреждения (см. п. 3.3.2). Однако результаты испытаний образцов с полированным кратером показали, что наличие на полированной поверхности даже самого малого КП полностью снимает эффект выглаживания и полировки корродированной поверхности и потому в случае возобновления коррозии ремонтный кратер следует рассматривать как полноценное КП. Результат испытаний объясним тем, что зарождение трещины в ремонтном кратере происходит при повышенном вследствие концентрации уровне напряжений (см. п. 2.2).

Примем обозначения:

$f_i$  — размер КП, обнаруженного в момент  $i$ -го осмотра;

$[f_i]$  — допускаемый по первому условию допустимости (4.6) при  $i$ -ом осмотре размер повреждения;

$f_{r_i}$  — размер обнаруженного ремонтного кратера в момент  $i$ -го осмотра;

$N_1(f)$  — решение уравнения (4.7) — допускаемая по второму условию длительность эксплуатации в циклах при повреждении размером  $f$ ;

$N_i$  — число циклов наработки с начала эксплуатации,

$[N]$  — назначенный ресурс самолёта в циклах переменных нагрузок;

$\Delta\tau_i$  — интервал в единицах календарного времени между  $i-1$  и  $i$ -м осмотрами.

С принятыми обозначениями полная отработка назначенного ресурса ВС с учётом возможной коррозии в ожидаемых климатических условиях может быть обеспечена при назначении осмотров каждого ответственного элемента конструкции согласно блок-схеме работы [133], представленной на рисунке 4.36.



В целях более чёткого представления последовательности анализа в блок-схемах исключены проверки соблюдения назначенного календарного срока службы, т. е. продолжительность эксплуатации в календарном времени на этапах и в целом определяется только временем отработки назначенного ресурса. Учёт ограничений по календарному сроку всего лишь дополнит базовую схему.

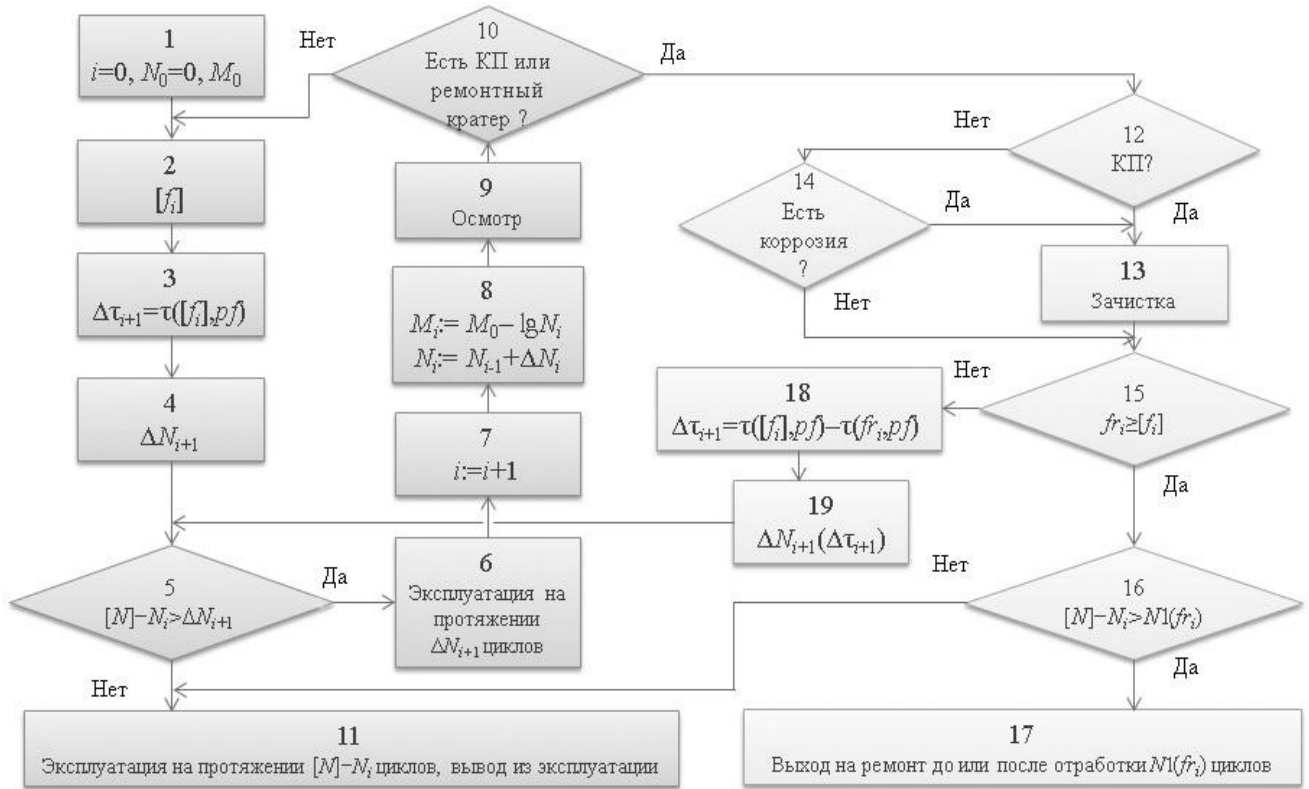


Рисунок 4.36 — Алгоритм осмотров отдельного элемента конструкции в целях отработки назначенного ресурса ЛА

В позиции 1 — в начале отработки назначенного ресурса  $[M]$  — рассматриваемый элемент, считаем, имеет нулевую наработку  $N_0$ . Величину математического ожидания  $M_0$  критического места или конструкции в целом определяем согласно п. 4.2 или, исходя из условия консервативности (см. п.4.3, выводы из объяснения парадокса), по отношению к заведомо более выносливому элементу конструкции. Позициями 2–5 на первом шаге проверяется возможность отработки всего назначенного ресурса элемента без осмотров. Для этого в позиции 2 по уравнению (4.6) рассчитывается допустимый размер повреждения, не снижающего имеющийся ресурс. Если в любой момент интервала до последующего осмотра возникнет повреждение, то снижения ресурса заведомо

не будет, пока коррозионно-усталостный рост повреждения не превысит этот размер.

В позиции 3 по квантильной (с учётом вероятности) зависимости (4.8) времени роста повреждения в ожидаемых на данном интервале коррозионно-климатических условиях эксплуатации оценивается календарное время, необходимое по данным статистики для возникновения повреждения такого размера. В позиции 4 это время через планируемую интенсивность полётов на интервале переводится в число циклов (блоков) нагрузок. Если это число меньше или равно остаточному (на первом шаге всему назначенному) ресурсу  $[N] - N_i$ , то остаток ресурса вырабатывается и ВС выводится из эксплуатации (позиция 11).

Если остаточный ресурс превышает допустимое число циклов в интервале, то это число циклов отрабатывается эксплуатацией до следующего  $i + 1$ -го осмотра (позиция 9). На момент этого осмотра наработка  $N_i$  и математическое ожидание распределения долговечности критического места конструкции  $M_i$  изменяются на величину отработки интервала  $\Delta N_i$  (позиция 8).

Если при осмотре элемента коррозии не обнаружено, то для нового значения  $M_i$  в позиции 2 вычисляется новое значение  $[f_i]$  и предполагая независимость скорости роста КП от наработки и календарного времени эксплуатации (вопрос вероятной зависимости [27] требует исследования), цикл повторяется до полной выработки назначенного вида ресурса. После его отработки сохраняется возможность его продления без ремонта рассматриваемого элемента.

Если при осмотре в позиции 10 обнаруживается КП или зачищенный и, возможно, покрытый защитным лакокрасочным (ЛКП) или иным покрытием кратер, оставшийся от обнаруженной при предшествующих осмотрах коррозии, то дальнейший анализ ведётся по схеме правой части рисунка. В позиции 14 устанавливается факт возобновления коррозии на ремонтном кратере. Если есть признаки коррозии, то кратер, естественно, следует рассматривать как КП. Такой кратер, как и новообразованное КП, подлежит зачистке от корродированного

металла, выглаживанию поверхности, измерению и после этого восстановлению защитного покрытия.

Если полученный после зачистки коррозии кратер оказался меньше допустимого по (4.6) повреждения, то в позиции 18 оценивается календарное время возможного роста коррозии на ремонтном кратере до допустимого на данном интервале размера. В позиции 19 по планируемой интенсивности полётов это время переводится в допустимую наработку в циклах на интервале до следующего осмотра. Далее в позициях 5–9 анализ выполняется аналогично ранее рассмотренной последовательности. Если в позиции 5 остаток ресурса меньше или равен допустимой наработке на интервале, то вырабатывается остаток ресурса и ВС выводится из эксплуатации.

Если в позиции 15 ремонтный кратер оказался больше или равен допустимому повреждению, то в позиции 16 остаток ресурса сравнивается с допустимой наработкой элемента  $M1$ , определяемой из уравнения (4.7) по размеру ремонтного кратера в предположении из условия консервативности возобновления коррозионного процесса на кратере. В зависимости от исхода сравнения либо отрабатывается остаток ресурса (позиция 11), либо для элемента требуется более тяжёлая форма ремонта, выход на который может быть запланирован на любой момент после осмотра до выработки допустимой по результатам анализа наработки.

При анализе коррозионного состояния каждого элемента по предлагаемым схемам приходится задаваться значениями двух параметров:  $k$  в формуле (4.6) и  $pf$  в (4.8). Данные параметры устанавливают всего лишь вероятность выхода на ремонт повреждённого элемента путём его усиления или замены, т. е. риск экономических потерь и снижения готовности, связанный с возможными ошибками прогнозов. Безопасность при эксплуатации на основе принципа безопасного ресурса в этом случае обеспечивается контролем по второму условию допустимости. В прогнозируемом большинстве случаев, в отличие от традиционных схем организации эксплуатации АТ, эти потери могут быть заранее оценены.

#### 4.5 Выводы по главе 4

1 Математическую модель повреждённой коррозией конструкции представляет уравнение (4.7), связывающее вероятность усталостного разрушения, величину КП и допустимую для данной вероятности наработку конструкции после возникновения повреждения. Модель допустимости повреждения включает дополнительно (4.7) уравнение (4.6), обеспечивая оценку по двум возможным в практике условиям допустимости. Методы расчётной оценки ресурса, КСС, допустимых размеров повреждений и алгоритм полной отработки назначенного ресурса разработаны на основе данной модели. Предлагаемыми решениями выполняются требования Норм лётной годности по обеспечению (планированием интервалов осмотров) и подтверждению (методами оценок) практической невероятности предельного состояния авиационной конструкции при повреждениях коррозией. Методы планирования и оценок привязаны к ожидаемым коррозионно-климатическим условиям и интенсивности эксплуатации ВС.

2 Экспериментом подтверждены результаты расчётов допустимых размеров повреждений и остаточной долговечности повреждённых элементов конструкции.

В конструкции планера самолёта могут присутствовать значительные коррозионные повреждения, не снижающие его ресурс. Для элементов типа полок лонжерона при циклических напряжениях с  $\sigma_{\max} = 98$  МПа такие повреждения могут составлять до 8% всего сечения. Величина допустимого повреждения растёт по мере выработки ресурса.

3 Модель позволяет всесторонне (по изменениям надёжности и долговечности) оценить различные подходы к допустимости повреждений на предмет соответствия критерию лётной годности. Определение допустимости повреждений известными методами из условия равной вероятности усталостного разрушения с конструктивной нерегулярностью может приводить к снижению безопасности.

4 Базой для определения допустимости КП может являться назначенный ресурс ВС, характеристики распределения долговечности критического элемента конструкции или, с условием консервативности оценки, — характеристики заведомо более выносливого элемента.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработаны методы оценки ресурса, календарного срока службы авиационной конструкции с коррозионным повреждением и алгоритм полной отработки назначенного ресурса в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации с минимальными при случайном характере коррозии временными и материальными затратами на ремонт повреждений.

2. Проведены исследования усталостной и коррозионно-усталостной долговечности авиационных алюминиевых конструкционных сплавов: В95пчТ2 (штамповка, плита, лист), Д16чАТВ (лист), Д16чАТ (лист), 1163РТВ (лист), В95чАТ1 (лист) — с повреждениями питтинговой, язвенной, расслаивающей коррозией на кромке, краю отверстий и вырезов или свободной поверхности в образцах материалов и типовых элементах авиационных конструкций. Разработаны методы моделирования коррозии, регистрации зарождения и роста усталостных трещин от повреждений; исследовано влияние коррозионных сред и частоты усталостного нагружения на рост трещин. Теоретически: анализом НДС моделей повреждений, результатов фрактографических и металлографических исследований, данных испытаний образцов с КП и гладкими кратерами, результатов испытаний образцов в однородных и градиентных полях напряжений — и экспериментально — результатами корреляционного анализа данных испытаний более тысячи образцов — обоснован выбор универсальной меры повреждения и расчётных схем для прочностных оценок. Практически все возможные для авиационной конструкции случаи повреждений от данных видов коррозии могут быть сведены к двум основным расчётным схемам и одной мере повреждения.

3. Исследованы законы распределения усталостной долговечности повреждённого коррозией металла в диапазонах типичных для конструкции планера уровней циклического нагружения и размеров повреждений, разработан метод определения сопротивления усталости элемента конструкции с коррозионным повреждением. Во всех случаях эмпирические функции

распределения долговечности удовлетворительно аппроксимируются логарифмически нормальным законом. Зависимости определяющих закон параметров от размера повреждения могут быть получены регрессионным анализом результатов усталостных испытаний металла элемента с любыми из рассматриваемых в работе видами коррозионных повреждений. Испытания должны быть проведены в условиях спектра нагрузок и воздействий коррозионной среды, соответствующих зоне оцениваемого в конструкции повреждения, или эквивалентных им условиям.

4. Определены условия допустимости КП в авиационных конструкциях, соответствующие требованиям Норм лётной годности и вероятностному характеру явлений усталости и коррозии. Допустимыми по условиям прочности могут быть повреждения, не влияющие на остаточный по отработке ресурс конструкции, и более крупные, снижающие ресурс, но соответствующие наработке, обеспечивающей безопасную эксплуатацию в интервале до планового ремонта или вывода из эксплуатации. Условия допустимости сведены к системе вероятностно-статистических уравнений — математической модели допустимости повреждений. Решения уравнений модели относительно величины КП устанавливают его предельно допустимые по этим двум условиям размеры на рассматриваемый момент отработки назначенного ресурса. Существование решений уравнения (4.6) является теоретическим доказательством возможности повреждений, не влияющих на ресурс ЛА.

Экспериментальные исследования допустимости КП выполнены на фрагменте натурной конструкции самолёта Су-27 — нижней полке штампованного лонжерона отъёмной части крыла с коррозионными повреждениями кромки полки. Результаты эксперимента соответствуют результатам расчётов допустимых размеров повреждений и усталостной долговечности полки. Расчётом и экспериментом показано, что вне зон конструктивной концентрации напряжений могут быть допущены значительные, порядка единиц процентов от сечения, повреждения, не снижающие исходный до повреждения ресурс данного, типичного для конструкции самолёта элемента.

5. Модель устанавливает методы расчётной оценки ресурса и КСС конструкции с КП. Решением уравнения (4.7) относительно усталостной долговечности определяется остаточный ресурс повреждённой конструкции. Связь КСС с ресурсом и метод расчётной оценки КСС устанавливают уравнение (4.7) и функция прогноза (4.8) возникновения и роста КП в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации.

6. Результатами исследований определены условия полной отработки ресурсного потенциала ЛА в ожидаемых условиях эксплуатации и выявлена возможность минимизации затрат и времени простоев на ремонт коррозии. Минимум при случайном характере коррозии обеспечивается разработанными методами анализа и прогноза технического состояния конструкции ЛА за счёт исключения тяжёлых форм ремонтов, связанных с усилением или заменой повреждённых коррозией элементов. Данное условие сохранения ремонтпригодности использовано в алгоритме планирования осмотров с целью гарантированной отработки назначенного ресурса.

### **Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы**

Разработанные методы могут быть использованы в целях технической диагностики и обеспечения безопасной эксплуатации ответственных технических объектов, нагружаемых переменными во времени нагрузками.

Дальнейшие разработки темы должны быть направлены на создание методов контроля и управления техническим состоянием для случаев межкристаллитной коррозии и множественных, с общей внешней границей, повреждений.

**СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ**

- АТ — авиационная техника;
- ВПЦ — верхняя панель центроплана;
- ВП ОЧК — верхняя панель отделяемой части крыла;
- ВС — воздушное судно;
- КП — коррозионное повреждение;
- КСС — календарный срок службы;
- ЛА — летательный аппарат;
- МКК — межкристаллитная коррозия;
- МКЭ — метод конечных элементов;
- МОС — Методы определения соответствия;
- НДС — напряжённо-деформированное состояние;
- ОЧК — отделяемая часть крыла;
- П — модель коррозионной язвы, образованная поверхностью параболоида;
- РСК — расслаивающая коррозия;
- С — модель коррозионной язвы, образованная поверхностью сфероида;
- СКО — среднее квадратическое отклонение;
- СРТУ — скорость роста трещины усталости, мм/цикл;
- ТО — техническое обслуживание;
- ТОиР — техническое обслуживание и ремонт;
- Э — модель коррозионной язвы, образованная поверхностью эллипсоида  
с направлением бóльшей оси вдоль оси образца;
- Эс — модель коррозионной язвы, образованная поверхностью эллипсоида  
с направлением бóльшей оси поперёк оси образца;
- ЯК — язвенная коррозия;
- a* — поперечный размер кромочного или полуширина поверхностного  
коррозионного повреждения на виде в плане, мм;



- $a_j$  — параметр линии регрессии между циклической долговечностью металла с коррозионным повреждением и мерой повреждения для  $j$ -го на базовой диаграмме уровня напряжений;
- $B$  — ширина образца, мм;
- $b$  — полудлина в продольном направлении поверхностного или кромочного коррозионного повреждения на виде в плане, мм;
- $b_j$  — параметр линии регрессии между циклической долговечностью металла с коррозионным повреждением и мерой повреждения для  $j$ -ого на базовой диаграмме уровня напряжений;
- $C$  — эмпирическая постоянная кривой усталости;
- $d$  — диаметр отверстия или язвы, мм;
- $\frac{dl}{dN}$  — скорость роста одной ветви усталостной трещины, мм/цикл;
- $\frac{d2l}{dN}$  — скорость роста двух ветвей усталостной трещины, мм/цикл;
- $F$  — площадь сечения миделя коррозионного повреждения, мм<sup>2</sup>;
- $F_n$  — функция вероятности нормального распределения;
- $f$  — определяющий усталостную долговечность параметр — мера величины коррозионного повреждения;
- $f_i$  — размер обнаруженного при  $i$ -м осмотре повреждения;
- $fr_i$  — размер ремонтного (образованного зачисткой корродированного металла) кратера на момент  $i$ -го осмотра;
- $[f_i]$  — допускаемый по условию невливания на остаточный ресурс конструкции на момент  $i$ -го осмотра размер коррозионного повреждения;
- $h$  — глубина коррозионного повреждения, мм;
- $i$  — порядковый номер осмотра;
- $K_T$  — теоретический коэффициент концентрации напряжений брутто;
- $K_{эф}$  — эффективный коэффициент концентрации напряжений;
- $K_{max}$  — максимальный за цикл коэффициент интенсивности напряжений, МПа $\sqrt{м}$ ;
- $L_k$  — критическая длина усталостной трещины, соответствующая долому образца, мм;

- $l$  — длина одной ветви усталостной трещины, мм;
- $M_0$  — математическое ожидание десятичного логарифма числа циклов до разрушения критического элемента конструкции (или зарождения трещины на критическом конструктивном концентраторе напряжений) на начало отсчёта эксплуатационной наработки;
- $M_i$  — математическое ожидание десятичного логарифма числа циклов до разрушения критического элемента конструкции (или зарождения трещины на критическом конструктивном концентраторе напряжений) на момент  $i$ -го осмотра;
- $m$  — показатель степени в уравнении кривой усталости;
- $N$  — число циклов нагрузок;
- $N_0$  — наработка конструкции до появления повреждения;
- $N_1$  — число циклов до возникновения усталостной трещины на повреждении, длительность эксплуатации в циклах конструкции после появления повреждения ;
- $N_2$  — длительность развития усталостной трещины, циклы;
- $N_{\text{ТВД}}$  — число циклов до возникновения усталостной трещины на коррозионном повреждении, регистрируемое вихретоковым методом;
- $N_{\text{ф}}$  — число циклов до разрушения финального этапа испытаний образцов с последовательным наращиванием коррозионной язвы;
- $N_{\text{ср}}$  — среднелогарифмическая долговечность образцов с коррозионной язвой;
- $N_1(f)$  — допускаемая длительность эксплуатации конструкции в циклах после появления коррозионного повреждения размером  $f$ ;
- $N_i$  — число циклов наработки конструкции с момента начала эксплуатации на момент  $i$ -го осмотра;
- $n, n_j$  — число образцов (объём выборки);
- $P, p$  — вероятность разрушения, вероятность разрушения повреждённой конструкции;
- $P_c$  — статистическая надёжность оценки (уровень доверия);

- $pf$  — вероятность появления в рассматриваемом элементе конструкции коррозионного повреждения, превышающего заданный размер;
- $R$  — коэффициент асимметрии цикла;
- $[N]$  — назначенный ресурс ЛА, циклы (блоки) нагрузок;
- $Rr$  — коэффициент корреляции;
- $sf, s(f)$  — среднеквадратическое отклонение десятичного логарифма циклической долговечности по моменту зарождения трещины в зоне коррозионного повреждения ;
- $sh$  — среднеквадратическое отклонение десятичного логарифма циклической долговечности критического места конструкции;
- $t$  — толщина неповреждённого коррозией металла, мм;
- $\nu(K)$  — зависимость скорости роста усталостной трещины от коэффициента интенсивности напряжений, определяемая по кинетической диаграмме усталостного разрушения;
- $V$  — объём корродированного металла;
- $W$  — эмпирическая функция распределения числа циклов до возникновения трещины на коррозионном повреждении;
- $\bar{x}_j$  — параметр линии регрессии между циклической долговечностью и мерой повреждения для  $j$ -го на базовой диаграмме уровня напряжений;
- $z$  — квантиль нормального распределения;
- $\sigma, \sigma_1, \sigma_2$  — напряжения, МПа;
- $\sigma_{max}$  — максимальное брутто-напряжение отнулевого цикла растяжения, МПа;
- $\Delta h$  — прирост глубины коррозионной язвы, мм;
- $\Delta K$  — размах коэффициента интенсивности напряжений, МПа $\sqrt{м}$ .
- $\Delta N_i$  — число циклов наработки с  $i-1$ -го по  $i$ -й осмотр (может быть скорректировано, если известен момент появления повреждения на интервале между осмотрами);
- $\Delta \tau_i$  — календарное время эксплуатации между  $i-1$ -м и  $i$ -м осмотрами;
- $\tau$  — календарное время.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Плотников Н. И. Ресурсные противоречия безопасности воздушного транспорта / Н. И. Плотников // Проблемы безопасности полётов / ВИНТИ. — 2010. — Вып. 10. — С. 22–29.
2. Садков В. В., Миркин И. И. Обеспечение коррозионной стойкости конструкций из алюминиевых сплавов и перспективы их применения в самолётах ТУ / В. В. Садков, И. И. Миркин // Цветные металлы. — 2006. — № 11. — С. 73–76.
3. Фомин А. Явление нового «МиГа» / А. Фомин // Влёт. — 2017. — № 1. — С. 34.
4. Дубинский В. С. О состоянии ресурсов отечественных транспортных и пассажирских самолётов / В. С. Дубинский // Труды ЦАГИ. — 2009. — Вып. 2683. — С. 44–46.
5. *Ferrer K. S. Development of an Aircraft Lap Joint Simulant Environment / K. S Ferrer., R.G. Kelly // Corrosion. — 2002. — Vol. 58, no 5. — P. 452–459.*
6. Коррозия и старение воздушных судов при длительной эксплуатации / В. Ю. Васильев, В. С. Шапкин, Е. С. Метёлкин, А. В. Дуб. — М.: Логос, 2007. — 223 с.
7. Герасименко А. А. Расслаивающая коррозия алюминиевых сплавов. I. Причины возникновения и особенности развития процесса, диагностика, моделирование, прогнозирование / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская // Защита металлов. — 2000. — Т. 36, № 2. — С. 195–202.
8. Герасименко А. А. Повышение эффективности средств предотвращения расслаивающей коррозии алюминиевых сплавов / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская, Р. Л. Пелах // Коррозия: материалы, защита. — 2005. — № 5. — С. 7–12.
9. Фомина М. А. Анализ коррозионного состояния планера самолетов типа «Су» после длительных сроков эксплуатации / М. А. Фомина, С. А. Каримова // Коррозия: материалы, защита. — 2014. — № 9. — С. 20–24.

10. Куранов В. Н. Проблемы коррозии в современном авиастроении (по материалам открытой иностранной печати за 1970—1984 гг.): обзор ЦАГИ № 672 / В. Н. Куранов, Л. А. Лебедева, Н. Н. Клочкова. — М.: Изд-во ЦАГИ, 1987. — 99 с.

11. Швечков Е. И. К вопросу о выборе марки алюминиевого сплава для обшивочных листов / Е. И. Швечков, В. В. Захаров, Т. Д. Ростова // Технология легких сплавов. — 2003. — № 1. — С. 17–21.

12. Дриц А. М. Алюминиевые сплавы в самолётостроении: прошлое и настоящее / А. М. Дриц, А. Г. Вовнянко // Цветные металлы. — 2010. — № 8. — С. 88–90.

13. Миркин И. И. Совершенствование системы обеспечения и поддержания летной годности самолетов по условиям безопасности от коррозии / И. И. Миркин, А. В. Михалев, Ю. М. Фейгенбаум // Научный вестник МГТУ ГА. — 2011. — № 163. — С. 41–48.

14. Каблов Е. Н. Коррозионная активность углепластиков и защита металлических силовых конструкций в контакте с углепластиком / Е. Н. Каблов, С. А. Каримова, Л. В. Семенова // Коррозия: материалы, защита. — 2011. — № 12. — С. 1–14.

15. Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условию прочности: учебник / С. В. Бутушин, В. В. Никонов, Ю. М. Фейгенбаум, В. С. Шапкин. — М.: МГТУ ГА, 2013. — 772 с.

16. Пути поддержания исправности самолётов фронтовой и учебно-тренировочной авиации / Г. И. Кудрин, А. Д. Яковлев, М. А. Сергачев, М. А. Бережной // Авиационная промышленность. — 2007. — № 2. — С. 54–58.

17. *NDE corrosion metrics for life prediction of aircraft structures* / Birt E. A., Jones L. D., Nelson L. J., Smith R. A. // *Insight*. — 2006. — Vol. 48, no 3. — P. 139–143.

18. Федеральная целевая программа “Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года” [Электронный ресурс]: утв. постановлением Правительства Рос. Федерации от 15 октября 2001 г. № 726; в ред. постановления Правительства Рос. Федерации от 24 августа 2006 г.

<https://base.garant.ru/183853/2b0a503975f2766c12e6867d8a9746d7/> (дата обращения 15.09.2017).

19. Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы» [Электронный ресурс]: утв. постановлением Правительства Рос. Федерации от 15 апреля 2014 г. № 303: в ред. постановления Правительства Рос. Федерации от 31 марта 2017 г. № 379. — Режим доступа: <http://static.government.ru/media/files/GUAUVHfGtBGzSAqmMXAHb0jXx1CNlwaI.pdf> (дата обращения 15.09.2017).

20. Чинючин Ю. М. Нормативная база технической эксплуатации и сохранения летной годности воздушных судов: учебное пособие. / Ю. М. Чинючин, С. П. Тарасов. — М.: МГТУГА, 2003. — 96 с.

21. АТА MSG-3: основные положения по разработке требований к плановому техническому обслуживанию самолёта / Американская ассоциация воздушного транспорта (АТА). — 2003. — 87 с.

22. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат. 2009. — 267 с.

23. Методы определения соответствия «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации» к АП 25.571: введены дир. письмом АР МАК № 5-96 от 30.12.1996 г.

24. Методы определения соответствия. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции: проект МОС 25.571-1А / ЦАГИ. — 2008. — 94 с.

25. Громов М. С. Обеспечение безопасности старого парка самолётов по критерию коррозионной долговечности / М. С. Громов, Н. Б. Махова, В. С. Шапкин // Эксплуатационная прочность и надёжность авиационных конструкций: межвузовский сборник научных трудов / ФАС РФ, МГТУ ГА. — М.: Изд-во МГТУ ГА, 1997. — С. 62–69.

26. Громов М. С. Основные направления исследований материалов конструкции планера ВС ГА с большими эксплуатационными наработками / М. С. Громов, В. В. Кирин, В. С. Шапкин // Эксплуатационная прочность и надёжность авиационных конструкций: межвузовский сборник научных трудов / ФАС РФ, МГТУ ГА. — М.: Изд-во МГТУ ГА, 1997. — С. 15–20.

27. Исследование деградации механических характеристик конструкционного сплава Д16АТ в результате воздействия эксплуатационной наработки / В. М. Байков, С. В. Бутушин, В. Н. Городецкий, Н. А. Махутов, М. С. Громов, В. С. Шапкин // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2003. — № 11. — С. 50–54.

28. Гриневич А. В. К вопросу оценки работоспособности алюминиевых сплавов при воздействии переменных нагрузок и коррозионной среды / А. В. Гриневич, В. С. Ерасов, С. А. Каримова // Сборник докладов 5 научной конференции по гидроавиации “Гидросалон-2004” (Геленджик, 3—5 сент. 2004 г.). В 2 ч. Ч. 2. — М.: Изд-во ЦАГИ, 2004. — С. 125–131.

29. Гриневич А. В. Прогнозирование усталостной долговечности металлических материалов при коррозионном воздействии / А. В. Гриневич, А. Д. Жирнов, С. А. Каримова // Сборник докладов VIII научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2010» (Геленджик, 10—11 сент. 2010 г.). В 2 ч. Ч. 2. — М.: Из-во ЦАГИ, 2010. — С. 199–205.

30. ГОСТ 20911-89. Техническая диагностика. Термины и определения.—М.: Стандартинформ, 2009. — 27 с.

31. Селихов А. Ф. Вероятностные методы в расчетах прочности самолета / А. Ф. Селихов, В. М. Чижов. — М.: Машиностроение, 1975. — 240 с.

32. Крениг В. О. Коррозия металлов в авиации. Коррозия авиационных материалов, защита от коррозии и антикоррозионные технологические процессы / В. О. Крениг, Р. С. Амбарцумян. — М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1941. — 175 с.

33. Павлов С. Е. Коррозия дуралюмина / С. Е. Павлов. — М.: Оборонгиз, 1949. — 211 с.

34. Вульф Б. К. Коррозия авиационных сплавов / Б. К. Вульф.— М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1950. — 123 с.

35. Разработка ускоренных методов оценки влияния эксплуатационных факторов на ресурс и сроки службы элементов конструкций самолётов ГА: отчёт о НИР по теме № 162-В72 / КИИГА; рук. Радченко А. И. — Киев, 1974. — 310 с.

36. Исследование коррозионной активности фюзеляжного конденсата пассажирских самолётов / А. М. Свинцицкий, Н. Ф. Воронкин, А. В. Карлашов, Р. Г. Гайнутдинов // ФХММ. — 1982. — № 5. — С. 70–72.

37. Карлашов А. В. Влияние коррозионных поражений и агрессивной среды на выносливость листового дюралюмина / А. В. Карлашов, Н. Ф. Воронкин // ФХММ. — 1969. — № 5. — С. 529–532.

38. О форсировании коррозионных испытаний конструктивных элементов фюзеляжа пассажирских самолётов / А. В. Карлашов, Р. Г. Гайнутдинов, А. М. Свинцицкий, Н. Ф. Воронкин, В. В. Садков, В. Ф. Воронов, Е. А. Краснов // ФХММ. — 1984. — № 1. — С. 92–93.

39. Карлашов А. В. Коррозионно-усталостная прочность листового дюралюмина при наличии концентрации напряжений / А. В. Карлашов, Ю. В. Томников // Прикладная механика. — 1970. — № 3. — С. 15–18.

40. Карлашов А. В. Коррозионно-усталостная прочность дюралюмина при наличии концентрации напряжений / А. В. Карлашов, Ю. В. Томников // ФХММ. — 1965. — № 2. — С. 236–240.

41. Карлашов А. В. Влияние коррозионной среды и концентратора напряжений на характеристики выносливости алюминиевых сплавов в коррозионных средах / А. В. Карлашов, А. Д. Гнатюк, В. П. Токарев // ФХММ. — 1965. — № 4. — С. 432–436.

42. Глаговский А. А. Объективное фотодокументирование типовых зон конструкции самолёта Ил-62 в условиях эксплуатации / А. А. Глаговский, Ю. Д. Кулешов, А. В. Радьков // Научный вестник МГТУ ГА. — 2001. — № 34. — С. 81–88.



43. Каримова С. А. Коррозионная стойкость алюминиевых сплавов для изделий авиационной техники / С. А. Каримова // Защита металлов. — 1993. — Т. 29, № 5. — С. 729–734.
44. Синявский В. С. Закономерности развития питтинговой коррозии алюминиевых сплавов и её взаимосвязь с коррозией под напряжением / В. С. Синявский // Защита металлов. — 2001. — Т. 37, № 5. — С. 531–530.
45. Семёнычев В. В. Коррозионная стойкость высокопрочных алюминиевых сплавов в условиях морского субтропического климата / В. В. Семёнычев // Технология лёгких сплавов. — 2007. — № 4. — С. 138–142.
46. Герасименко А. А. Диагностика и предотвращение расслаивающей коррозии алюминиевых сплавов / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская // Коррозия: материалы, защита. — 2004. — № 5. — С. 11–15.
47. Герасименко А. А. Факторы расслаивающей коррозии алюминиевых сплавов, ее диагностика и профилактика / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская, Г. В. Матюша // Практика противокоррозионной защиты. — 2000. — № 4. — С. 9–17.
48. Герасименко А. А. Расслаивающая коррозия алюминиевых сплавов. II. Методы защиты, их эффективность и совершенствование / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская // Защита металлов. — 2000. — Т. 36, № 4. — С. 438–448.
49. Герасименко А. А. Об эффективности средств предотвращения расслаивающей коррозии алюминиевых сплавов / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская, Р. Л. Пелах // Коррозия: материалы, защита. — 2004. — № 9. — С. 9–11.
50. Анализ влияния экстремальных климатических условий на лакокрасочные покрытия и коррозионное поведение металлов / М. В. Антонова, Д. Г. Божевалов, Н. А. Котелевец, П. В. Обухов, Ю. С. Соколов // Научный вестник МГТУ ГА. — 2009. — № 141. — С. 105–111.
51. Коррозия алюминия и его сплавов под воздействием микроскопических грибов / Д. В. Белов, Т. Н. Соколова, В. Ф. Смирнов, О. В. Кузина, Л. В. Косюкова, В. Р. Карташов // Коррозия: материалы, защита. — 2007. — № 9. — С. 36–41.

52. Микробная коррозия и защита от нее. V. Коррозия цветных металлов / А. А. Герасименко, Г. В. Матюша, З. Л. Пелах, Э. М. Брикуэт // Коррозия: материалы, защита. — 2005. — № 8. — С. 45–47.

53. Экспериментальная оценка влияния коррозионных повреждений на характеристики статической прочности материалов конструкции планера самолёта Ту-154 (Сообщение 1) / В. А. Антонюк, В. Ю. Васильев, В. Н. Городецкий, В. С. Шапкин // Научный вестник МГТУ ГА. — 1998. — № 1. — С. 9–21.

54. Программа развития системы визуального контроля и документирования технического состояния воздушных судов ГА в условиях эксплуатации / Федеральная авиационная служба России. — М., 1998. — 8 с.

55. Метёлкин Е. С. К вопросу о разработке системы визуального контроля и документирования технического состояния ВС ГА / Е. С. Метёлкин, В. С. Шапкин // Научный вестник МГТУ ГА. — 1999. — № 13. — С. 45–48.

56. Бутушин С. В. Целостность элементов конструкции планера при длительной эксплуатации гражданских воздушных судов / С. В. Бутушин, А. В. Семин // Научный вестник МГТУ ГА. — 2009. — № 141. — С. 30–37.

57. Антонюк В. А. Анализ коррозионных повреждений самолётов Ту-154, прошедших капитальный ремонт в период 1995—2000 г. / В. А. Антонюк, С. В. Бутушин, В. С. Шапкин // Научный вестник МГТУ ГА. — 2001. — № 34. — С. 15–22.

58. Бутушин С. В. Анализ результатов исследования технического состояния самолётов Ан-2 / С. В. Бутушин, С. А. Ковалевский // Научный вестник МГТУ ГА. — 2006. — № 103. — С. 125–129.

59. Арсеньев Е. Истребитель МиГ-15. Часть II / Е. Арсеньев // Авиация и космонавтика. — 2011. — № 2. — С. 35–42.

60. Метёлкин Е. С. Анализ и обобщение технического состояния ВС типа Ту-154М по результатам документирования за 2005 год / Е. С. Метёлкин, З. В. Шляжко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2006. — № 103. — С. 184–185.

61. Шапкин В. С. Коррозия— главный враг стареющего парка воздушных судов / В. С. Шапкин, Н. А. Котелевец //Авиапанорама.— 2004.— Май-июнь.— С. 48–49.

62. Громов М. С. Особенности поддержания летной годности экземпляра ВС в условиях безремонтной эксплуатации / М. С. Громов, В. С. Шапкин // Научный вестник МГТУ ГА. — 2006. — № 103. — С. 7–12.

63. Стрижиус В. Е. Нормативные требования, теория и практика разработки программ контроля и предупреждения коррозии конструкции транспортных самолётов / В. Е. Стрижиус // Научный вестник МГТУ ГА. — 2007. — № 119. — С. 134–140.

64. Нестеренко Г. И. Усталость и живучесть конструкций стареющих самолётов / Г. И. Нестеренко // Труды ЦАГИ. — 1998. — Вып. 2631. — С. 67–72.

65. Нестеренко Б. Г. Живучесть самолётных конструкций / Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2007. — № 119. — С. 57–69.

66. Луценко А. Н. Прочностные характеристики материалов планера самолетов в условиях влажности / А. Н. Луценко, А. В. Гриневич, С. А. Каримова // Вопросы материаловедения. — 2013. — № 1 (73). — С. 212–219.

67. Воронкин Н. Ф. Влияние коррозионных поражений на статическую, усталостную и коррозионно-усталостную прочность алюминиевых сплавов: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.22.14 / Воронкин Николай Федорович. — Киев, 1962. — 25 с.

68. ОСТ 1 02506-84. Лопатки компрессоров авиационных газотурбинных двигателей. Использование лопаток, повреждённых коррозией. — Введ. 1984—04—10. — М.: ЦИАМ, 1984. — 8 с.

69. ОСТ 1 02569-85. Двигатели газотурбинные. Методы расчётов пределов выносливости деталей. — Введ. 1985—12—12. — М.: ЦИАМ, 1985. — 25 с.

70. Влияние язвенной коррозии на сопротивление усталости лопаточных материалов / А. И. Лебедева [и др.] // Теплоэнергетика. — 1992. — № 2. — С. 11 — 14.

71. Дубинин В. В. К вопросу оценки допустимой величины коррозионных поражений в регулярных зонах силовой конструкции / В. В. Дубинин, А. Н. Тимофеев, Л. П. Паулова // Вопросы авиационной науки и техники. Серия: Аэродинамика и прочность летательных аппаратов: научн. техн. сб. / СибНИА.—Новосибирск: ОНТИ СибНИА, 1991. — Вып.1: Сопротивление усталости и живучесть авиационных конструкций. — С. 136–142.

72. Тимофеев А. Н. Критерии коррозионного состояния авиационных конструкций / А. Н. Тимофеев // Научный вестник НГТУ. — 2008. — № 4. — С. 141–154.

73. Теория и практика оценки коррозионных повреждений элементов конструкции планера воздушных судов / К. Э. Акопян, С. В. Бутушин, А. Н. Гришин, А. В. Лапаев, А. В. Семин, В. С. Шапкин.— М.: Научный центр по поддержанию летной годности воздушных судов ГосНИИ ГА, 2010. — 288 с.

74. Зубарев А. П. Использование обобщённого параметра коррозионного поражения для оценки долговечности элементов конструкций с коррозионными поражениями / А. П. Зубарев, А. В. Лапаев, В. П. Лапаев // Научный вестник МГТУ ГА. — 2007. — № 119. — С. 30–32.

75. Оценка влияния значений параметров, характеризующих коррозионное поражение листового конструкционного материала на его долговечность / К. Э. Акопян, В. М. Байков, С. В. Бутушин, А. В. Лапаев, А. С. Ковалевский // Научный вестник МГТУ ГА. — 2008. — № 130. — С. 21—25.

76. Лапаев А. В. Методы оценки влияния коррозионных поражений планера на летную годность воздушных судов гражданской авиации: автореф. дис. ... докт. техн. наук: 05.22.14 / Лапаев Артём Валерьевич. — М, 2013. — 34 с.

77. Гришин А. Н. Концепция определения уровня коррозионного повреждения листового конструкционного материала на основе расчётно-экспериментальной оценки допустимых размеров коррозионного поражения / А. Н. Гришин, А. В. Лапаев, В. С. Шапкин // Научный вестник МГТУ ГА. — 2008. — № 130. — С. 14–20.

78. Лоим В. Б. Практика расчётной оценки долговечности авиаконструкций с использованием эффективных коэффициентов концентрации напряжений / В. Б. Лоим // Вестник машиностроения. — 1998. — № 9. — С. 31–37.

79. Сопротивление усталости элементов конструкций / А. З. Воробьёв, Б. И. Олькин, В. Н. Стебенёв, Т. С. Родченко. — М.: Машиностроение, 1990. — 240 с.

80. *Correlation of fatigue life with potential NDE corrosion metrics* / Birt E. A., Nelson L. J., Brown K., Jones L. D. et al. // *Insight*.— 2007.— Vol. 49, no 7.— P. 402–408.

81. Радченко А. И. Обоснование критериев технического состояния деталей летательных аппаратов, имеющих эксплуатационные дефекты / А. И. Радченко // Прочность и долговечность авиационных конструкций: сборник трудов КИИГА / Киевский институт инженеров гражданской авиации. — Киев, 1973. — Вып. 6. — С. 66–68.

82. Комплексный метод оценки коррозионных и коррозионно-усталостных повреждений конструктивных элементов летательных аппаратов / А. И. Радченко, И. П. Олефир, А. Я. Зайка, С. Т. Лукьянов, Н. В. Чугунов // Прочность и долговечность авиационных конструкций: сборник трудов КИИГА / Киевский институт инженеров гражданской авиации.— Киев, 1973. — Вып. 6. — С. 58–65.

83. Белов В. К. Анализ характеристик коррозионных повреждений, необходимых для оценки остаточной усталостной долговечности авиационных конструкций / В. К. Белов, А. Н. Тимофеев // Авиационная промышленность. — 2011. — № 3. — С. 37–42.

84. Тимофеев А. Н. Математическая модель допустимости коррозионных повреждений конструкций, нагружаемых переменными нагрузками / А. Н. Тимофеев, В. К. Белов // Проблемы машиностроения и надежности машин. — 2017. — № 3. — С. 39–45.

Переводная версия журнала:

*Timofeev, A. N. Mathematical Model of Corrosion Damage Tolerance for Structures Loaded by Varying Load* / A. N. Timofeev, V. K. Belov // *Journal of*

*Machinery Manufacture and Reliability*.— 2017.—*Vol.* 46, *no.* 3.— *P.* 253–258. — DOI: 10.3103/S1052618817030165.

85. Одинг И. А. Циклическая прочность стали в случае острых надрезов / И. А. Одинг, С. Е. Гуревич // Прочность металлов при переменных нагрузках: материалы третьего совещания по усталости металлов (5—9 марта 1962 г.) /ред. Одинг И. А. — М.: Изд-во АН СССР, 1963. — С. 75–81.

86. Когаев В. П. Расчёты на прочность при напряжениях, переменных во времени / В. П. Когаев. — М.: Машиностроение, 1977. — 232 с.

87. *Murakami Y. Metal Fatigue: Effects of Small Defects and Nonmetallic Inclusions* / *Y. Murakami*. — *Amsterdam: Elsevier*, 2002. — 365 p.

88. Махутов Н. А. Статистические закономерности малоциклового разрушения / Н. А. Махутов, В. А., Зацаринный, Ж. Л. Базарас. — М.: Наука, 1989. — 252 с.

89. Герасименко А. А. Расслаивающая коррозия алюминиевых сплавов. III. Преобразователи продуктов коррозии / А. А. Герасименко, Т. Е. Ямпольская // Защита металлов. — 2001. — Т. 37, № 1. — С. 88–89.

90. Жук Н. П. Курс коррозии и защиты металлов / Н. П. Жук.— М.: Металлургия, 1968. — 407 с.

91. ГОСТ 5272-68. Коррозия металлов. Термины. — М.: Изд-во стандартов, 1985. — 23 с.

92. Стрижиус В. Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций / В. Е. Стрижиус. — М.: Машиностроение, 2012. — 270 с.

93. Велиюлин И. И. Оценка влияния геометрических параметров дефектов на коэффициент концентрации напряжений / И. И. Велиюлин // Технология металлов. — 2006. — № 1. — С. 17–19.

94. Ван Хайжун. Предельное состояние стенки трубы с трёхмерными дефектами / Хайжун Ван, В. М. Маркочев // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2005. — Т. 71, № 4. — С. 49–52.

95. Круль К. Концентрация напряжений по краям внутренних, поверхностных и сквозных дефектов типа несплошности / К. Круль // Вестник машиностроения. — 1999. — № 3. — С. 11–13.

96. ГОСТ 9.904-82. Сплавы алюминиевые. Метод ускоренных испытаний на расслаивающую коррозию. — М.: Изд-во стандартов, 1983. — 10 с.

97. Седыкин Ф. В. Размерная электрохимическая обработка деталей машин / Ф. В. Седыкин. — М.: Машиностроение, 1976. — 302 с.

98. Сабеева Э. Влияние неоднородного электрического поля на анодное растворение алюминия / Э. Сабеева // Вода и экология. — 2002. — № 1. — С. 18—23.

99. Доценко А. М. Новый подход к определению усталостной долговечности как процесса роста существующих в материале микротрещин (концепция и метод расчёта) / А. М. Доценко // Учёные записки ЦАГИ. 2003. — Т. 34, № 3/4. — С. 135–145.

100. Учанин В. Н. Вихретоковые накладные преобразователи: расширенная классификация, сравнительный анализ и характерные примеры реализации (обзор) / В. Н. Учанин // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. — 2010. — № 4. — С. 24–29.

101. Автоматизация эксперимента и обработки результатов исследования усталостных трещин в плоских образцах / В. И. Шабалин, Г. В. Абабков, А. Н. Тимофеев, В. Н. Чаплыгин // Заводская лаборатория. — 1981. — № 3. — С. 64–66.

102. Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при циклическом нагружении: РД 50-355-82 / ЦНИИМАШ. — М.: Изд-во стандартов, 1982. — 125 с.

103. Применение конструкционных металлических материалов и определение их расчётных характеристик: рекомендательный циркуляр № ЗЦ-АП23(25,27,29)-613: введ. в действие с 22.11.2002 / МАК, Авиационный регистр. — 21 с.

104. *ASTM E 647-91. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates / American Society for Testing and Materials // Annual Book of ASTM Standarts. — ASTM: 1991. — Vol 03.01. — P.654–667.*

105. ОСТ 1 92127—90. Металлы. Метод определения скорости роста усталостной трещины при испытаниях с постоянной амплитудой нагрузки / ВИЛС, ВИАМ, ЦАГИ. — М.: Изд-во стандартов. — 66 с.

106. Максименко В. Н. Определение характеристик остаточной прочности панелей, подкреплённых стрингерным набором / В. Н. Максименко, С. В. Плаксин, А. Н. Тимофеев // Известия вузов. Авиационная техника. — 1989. — № 2. — С. 11–15.

107. Завьялов Ю. С. Экстремальное свойство кубических многозвенников и задача сглаживания / Ю. С. Завьялов // Вычислительные системы.— Новосибирск: Изд-во СО АН СССР. — 1970. — № 42. — С. 89–108.

108. Исида М. Коэффициент интенсивности напряжений при растяжении пластины с эксцентрично расположенной трещиной / М. Исида // Прикладная механика. — М.: Мир. — 1966. — Т. 33, № 3. — С. 225–227.

109. Романив О. Н. Механика коррозионного разрушения конструкционных сплавов / О. Н. Романив, Г. Н. Никифорчин. — М.: Металлургия, 1986. — 294 с.

110. Вейбулл В. Усталостные испытания и анализ их результатов / В. Вейбулл. — М.: Машиностроение, 1964. — 275 с.

111. Афанасьев Н. Н. Статистическая теория усталостной прочности металлов / Н. Н. Афанасьев. — Киев: Изд-во АН УССР, 1953. — 128 с.

112. Ужик Г. В. Методы испытаний металлов и деталей машин на выносливость / Г. В. Ужик. — М.: Изд. АН СССР, 1948. — 248 с.

113. Тимофеев А. Н. Обзор методов оценки допустимости коррозионных повреждений авиационных конструкций / А. Н. Тимофеев // Новости материаловедения. Наука и техника. — 2014. — № 4. — С. 23–32.

114. Тимофеев А. Н. Экспериментальные исследования по проблеме прогнозирования календарного срока службы авиаконструкций / А. Н. Тимофеев, В. П. Лапаев, А. П. Зубарев // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов. Труды всероссийской науч.-техн. конференции, посвящённой 60-летию отделений аэродинамики и прочности авиационных



конструкций (15-17 июня 2004 г.) / под ред. А. Н. Серьёзова. — Новосибирск: ОНТИ СибНИА, 2005. — С. 251–256.

115. Тимофеев А. Н. Ресурсные характеристики материалов как основа обоснования лётной годности воздушного судна по критериям коррозионного состояния / А. Н. Тимофеев // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов. Труды всероссийской научно-технической конференции по аэродинамике летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций (17-19 июня 2008 г.) / под ред. А. Н. Серьёзова и В. К. Белова. — Новосибирск: СибНИА, 2009. — С. 173–179.

116. Тимофеев А. Н. Резервы работоспособности конструкций авиационной техники с коррозионными повреждениями / А. Н. Тимофеев, О. В. Корелина // Авиационная промышленность. — 2010. — № 3. — С. 43–48.

117. Райхер В. Л. Рассеяние усталостной долговечности: текст лекций / В. Л. Райхер. — М.: ЛАТМЭС, 2003. — 224 с.

118. Степнов М. Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний: справочник / М. Н. Степнов, А. В. Шаврин. — М.: Машиностроение, 2005. — 399 с.

119. Зайка А. Я. К вопросу разработки критериев технического состояния элементов тонкостенных конструкций, пораженных коррозией / А. Я. Зайка, А. И. Радченко // Прочность и долговечность авиационных конструкций: сборник трудов КИИГА / Киевский институт инженеров гражданской авиации. — Киев, 1972. — Вып. 5 — С. 46–50.

120. Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений. В 2 т. Т.2 / Ито Ю. [и др.]; ред. Мураками Ю. — М: Мир, 1990. — 556 с.

121. Тимофеев А. Н. Мера коррозии, определяющая усталостную долговечность повреждённого металла / А. Н. Тимофеев // Труды ЦАГИ.— 2018.— Вып. 2782.— С. 155–156.

122. Исследование характеристик усталости и трещиностойкости образцов, вырезанных из нижних панелей и стенок ОЧК и центроплана, шассийных балок (без изолированных усталостных испытаний правой шассийной балки): отчёт по

НИР: 71-06 / СибНИА; рук. Чаплыгин В. Н., Беспалов В. А.; исполн. Корелина О. В. [и др.]. — Новосибирск, 2006. — 66 с.

123. Методы обеспечения безопасности эксплуатации авиаконструкций самолетов России с большими наработками / В. В. Коновалов, Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко, В. Я. Сенник // Научный вестник ГосНИИ ГА. — 2018. — № 22. — С. 69–81.

124. Анализ эффективности антикоррозионной защиты самолетов Бе-200ЧС, эксплуатирующихся в МЧС России и ПАО «ТАНТК им. Г. М. Бериева» / Н. А. Лавро, В. В. Сухоиваненко, В. Б. Дюдин, Г. Ю. Будюк // Сборник докладов 5 Научной конференции по гидроавиации “Гидросалон-2016” (Геленджик, 3-5 сент. 2016 г.). В 2 ч. Ч.2. — М.: Изд-во ЦАГИ, 2016. — С. 180–185.

125. Аболихина Е. В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолётов Ан-24, Ан-26 [Электронный ресурс] / Е. В. Аболихина, А. И. Семенец, А. П. Еретин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии / Харьковский авиационный институт.—Электрон. журн.—Режим доступа: <http://nti.khai.edu:57772/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2009/OIKIT41/27-38.pdf>. — 2009. — № 41. — С. 76—91.

126. Тимофеев А. Н. Задачи исследований по проблеме прогнозирования календарного срока службы авиаконструкций / А. Н. Тимофеев, О. В. Корелина // Труды конференции «Мониторинг летательных аппаратов – 2005». В 2 ч. Ч.1./ Ташкентский государственный авиационный институт. —Ташкент: *Kvinta Print*, 2005. — С. 340–346.

127. Тимофеев А. Н. Сравнительный анализ методик оценки остаточной усталостной долговечности авиационных конструкций с коррозионными повреждениями / А. Н. Тимофеев // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов. Труды юбилейной всероссийской научно-технической конференции, посвящённой 70-летию со дня основания СибНИА (20-21 сентября 2011 г.) / под ред. А. Н. Серьёзова, В. К. Белова.— Новосибирск: СибНИА, 2011. — С. 289–297.

128. Тимофеев А. Н. Методы оценок допустимых коррозионных повреждений конструкции с концентратором напряжений и долговечности элемента с повреждением [Электронный ресурс] / А. Н. Тимофеев, В. К. Белов, О. В. Корелина // Тез. докл. Международной научно-технической конференции «Новые материалы и технологии глубокой переработки сырья — основа инновационного развития экономики России (25-28 июня 2012 г.) / ВИАМ.—М., 2012. —1 электрон. опт. диск (CD-ROM). — Секция 3,4. — С. 8.

129. Тимофеев А. Н. Оценка допустимости коррозионного повреждения элемента конструкции / А. Н. Тимофеев, В. К. Белов, О. В. Корелина // Авиационная промышленность. — 2012. — № 2. — С. 49–53.

130. Тимофеев А. Н. Допустимость коррозионных повреждений авиационных конструкций / А. Н. Тимофеев // Труды ЦАГИ.— 2018. —Вып. 2782.— С. 133–135.

131. Тимофеев А. Н. Допустимость коррозионных повреждений авиационных конструкций [Электронный ресурс] / А. Н. Тимофеев // «Коррозия, старение и биостойкость материалов в морском климате»: материалы III Международной научно-технической конференции (г. Геленджик, 7 сентября 2018 г.) / ВИАМ. — М.: ВИАМ, 2018.—1 электрон. опт. диск (CD-ROM). — С. 187–200.

132. Чижов В. М. Анализ возможного снижения коэффициентов безопасности / В. М. Чижов, Г. И. Турчанников // Труды ЦАГИ.— М.: Изд-во ЦАГИ. — 2013. — Вып. 2721. — 24 с.

133 Тимофеев А. Н. Алгоритм полной отработки ресурсного потенциала авиационных конструкций в ожидаемых климатических условиях эксплуатации / А. Н. Тимофеев // Труды ЦАГИ.— 2018.— Вып. 2782.— С. 157–159.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

Акт использования результатов диссертационной работы в Филиале ПАО  
«Компания «Сухой» «ОКБ Сухого»

УТВЕРЖДАЮ  
Первый заместитель генерального директора -  
директор ОКБ Сухого



М. Ю. Стрелец

2020г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы А.Н.Тимофеева «Ресурс и срок службы авиационной конструкции с коррозионным повреждением» в ОКБ Сухого ПАО «Компания «Сухой»

Мы, нижеподписавшиеся, представители ОКБ Сухого ПАО «Компания «Сухой»: Главный конструктор по прочности А.В. Шкода и начальник отдела ресурса В.В. Борисевич - составили настоящий акт об использовании в ОКБ Сухого ПАО «Компания «Сухой» результатов исследований, изложенных в отчётах ФГУП «СибНИА» №№ 19-10, 28-12, 33-13, 17-15, 19-15, разработанных по договорам: «Определение характеристик прочности и остаточной усталостной долговечности типовых элементов планера самолётов типа Су-27 с коррозионными повреждениями» и «Проведение работ по определению возможности продления назначенного срока службы самолётам типа Су-27СМ. Определение характеристик прочности и долговечности элементов конструкции планера самолёта типа Су-27».

Выполнена оценка влияния язвенной, расслаивающей и точечной коррозии на характеристики сопротивления усталости и живучести материалов и элементов силовых конструкций планеров самолётов Су-27 и Су-30. Полученные в диссертации методы оценки использованы при выполнении работ по определению возможности индивидуального продления срока службы до 1-го ремонта свыше 20 лет самолетам типа Су-27 и продления назначенного срока службы до 35 лет самолётам типа Су-27СМ.

Результаты диссертационной работы А.Н.Тимофеева реализуются в ОКБ Сухого ПАО «Компания «Сухой» при проведении работ по определению возможности индивидуального продления назначенного срока службы самолетам типа Су-27 после проведения ремонта на АРЗ.

Главный конструктор по прочности

А.В. Шкода

Начальник отдела 53

В.В. Борисевич

**ПРИЛОЖЕНИЕ Б**  
**Акт использования результатов диссертационной работы**  
**в ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»**

«УТВЕРЖДАЮ»

Директор ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина

Кандидат технических наук  
 В. Е. Барсук  
 12 2019 г.  
 Новосибирск, 630051  
 ул. Ползунова, 21  
 тел.: 8(383) 279-01-56  
 факс.: 8(383) 227-88-77  
 email: sibnia@sibnia.ru

**АКТ**

внедрения результатов диссертационной работы А.Н. Тимофеева  
 «Ресурс и срок службы авиационной конструкции с коррозионным повреждением»  
 в Федеральном государственном унитарном предприятии  
 «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина»

Комиссия в составе: председатель – заместитель директора института по прочности и ресурсу авиационных конструкций Каргапольцев А.Г., члены комиссии: начальник НИО-9 Калюта Ал. А., начальник отдела 9020 доктор техн. наук Рудзей Г. Ф., ведущий научный сотрудник НИО-9 кандидат техн. наук Петров М. Г. — составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Ресурс и срок службы авиационной конструкции с коррозионным повреждением (методы расчётной оценки, допустимость повреждения, алгоритм полной отработки ресурса» использованы при планировании и выполнении тематических работ «Отделения сопровождения создания и эксплуатации авиационной техники» института (научно-технические отчёты №№ 20-02, 49-07, 24-11, 36-11, 10-12, 39-13, 34-15, 32-18), при разработке Программ испытаний и выполнении договорных работ по обоснованию продления межремонтных сроков и календарных сроков службы самолётов типа «Су» с филиалом ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого» (отчёты №№ 19-10, 28-12, 33-13, 17-15, 19-15), в обобщении материалов обследования самолётов Ан-12 и определении наиболее значимых по условиям безопасности коррозионных поражений конструкции (отчёт № 18-17), анализе коррозионного состояния и определении объёмов ремонта восстанавливаемого экземпляра самолёта Ан-14 и составлении заключений о техническом состоянии единичных образцов авиационной техники общего назначения.

Использование результатов работы позволяет удовлетворять запросы заказчиков ресурсных испытаний авиационной техники, повысить научный уровень экспертизы авиационной техники за счёт решения методических вопросов и возможности количественных оценок и тем самым усовершенствовать действующую процедуру оценки технического состояния.

Председатель комиссии

  
 \_\_\_\_\_ Каргапольцев А. Г.

Члены комиссии:

  
 \_\_\_\_\_ Калюта Ал. А.

  
 \_\_\_\_\_ Рудзей Г. Ф.

  
 \_\_\_\_\_ Петров М. Г.