

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

Автореферат диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Новосибирск—2020

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина»

Научный руководитель:

Белов Василий Кириллович,

доктор технических наук, старший научный сотрудник, Федеральное государственное унитарное предприятие «Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина», дирекция института, главный специалист по прочности летательных аппаратов

Официальные оппоненты:

Гриневиц Анатолий Владимирович, доктор технических наук, профессор, Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», лаборатория 30, главный научный сотрудник;

Адегова Людмила Алексеевна, кандидат технических наук, доцент, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Сибирский государственный университет путей сообщения», кафедра «Строительная механика», доцент кафедры

Ведущая организация:

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского»

Защита состоится 18 июня 2020 г. в 16<sup>00</sup> часов на заседании диссертационного совета Д.212.173.13 в Новосибирском государственном техническом университете по адресу: 630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Новосибирского государственного технического университета <https://www.nstu.ru>

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

Учёный секретарь

диссертационного совета



Андрей Геннадиевич Тюрин

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы исследования**

Традиционный способ борьбы с коррозией конструкции летательного аппарата (ЛА) — усиление антикоррозионной защиты — способен лишь сдвинуть время появления коррозии, но не способен исключить её полностью при современных сроках и условиях эксплуатации гражданской и военной авиационной техники (АТ), изготавливаемой, как правило, из материалов, не обладающих достаточной коррозионной стойкостью. Возможность коррозии ставит задачу непрерывного поддержания лётной годности ЛА в условиях естественно возникающих повреждений конструкции. Нарушений лётной годности не должно быть как до обнаружения коррозионного повреждения (КП) при очередном осмотре, так и в планируемом до следующего осмотра интервале, в том числе и с учётом выполненного ремонта обнаруженного повреждения. Помимо безопасности необходимо обеспечить полную отработку в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации заявленных показателей долговечности — ресурса и календарного срока службы (КСС) и всё это с минимальными временными и материальными затратами на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР).

Первая часть задачи сводится к определению соответствия Нормам лётной годности силовой конструкции ЛА с КП. Безопасной по условиям прочности является конструкция, соответствующая требованиям Норм, т.е. имеющая остаточные после повреждения в межосмотровом интервале допустимые наработку (ресурс) и срок службы, достаточные, по меньшей мере, до момента обнаружения (и ремонта) повреждения. Далее необходим прогноз годности на период до последующего осмотра, а требование полной отработки назначенных ресурса и КСС устанавливают необходимость такого назначения интервалов осмотров и, при необходимости, последующих им ремонтов коррозии, которые исключат нарушения лётной годности и минимизируют затраты на её поддержание.

Наличие методов определения остаточных ресурса и КСС ЛА для каждого случая повреждения и планирования периодичности ТОиР определяют саму возможность эксплуатации АТ в условиях повреждающего воздействия внешней среды. Совершенствование методов, обеспечивающее повышение безопасности, эксплуатационной надёжности, сохраняемости и экономической эффективности воздушного судна является актуальной задачей.

### **Степень разработанности темы исследования**

Исследования возможности эксплуатации повреждённых коррозией авиаконструкций были начаты С.Е. Павловым (ВИАМ, 1949 г.), Н. Ф. Воронкиным, А. И. Радченко, А. В. Карлашовым с сотрудниками (КИИГА, 1960–1986 гг.) и продолжены в настоящее время работами С. М. Байкова, С. В. Бутушина, В. Ю. Васильева, А. А. Герасименко, А. В. Гриневича, В. С. Дубинского, А. Д. Жирнова, С. А. Каримовой, А. В. Лапаева, В. Б. Лоима, А. Н. Луценко, И. И. Миркина, Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко, В. В. Садкова, В. В. Семёнычева, В. А. Сенника, В. С. Синявского,

Ю. М. Фейгенбаума, В. С. Шапкина, Т. Е. Ямпольской и многих других исследователей, включая специалистов ОКБ и эксплуатирующих организаций, обеспечивающих отработку назначенных ресурсов и сроков службы АТ. За рубежом данным вопросам посвящены исследования *N. C. Bellinger, E. A. Birt, G. Clark, G. K. Cole, R. W. Goul, A. F. Grandt, R. C. Kinzie, G. H. Koch, J. P. Komorowski, T. B. Mills, D. T. Peeler, R. Perez, P. K. Sharp, E. J. Tuegel, P. W. Waley*. Собран значительный объём данных о видах коррозии и повреждениях АТ в различных климатических районах эксплуатации, о сопротивлении усталости конструкционных материалов в коррозионно-активных средах и при наличии повреждений различными видами коррозии. Решение задачи, за исключением использования приёмов с заменой КП трещиной, искали путём определения размеров безопасных, допустимых для любого этапа эксплуатации повреждений. Практикой показана возможность безопасного повреждения коррозией силовой конструкции; опыт эксплуатации используется для установления допустимости КП, но опытные данные, как правило, из-за недостаточности для надёжных статистических оценок объёмов и однородности выборок пригодны только в качестве фактов подтверждения безопасности. В связи с этим Н. Ф. Воронкиным был предложен метод определения допустимых КП, основанный на равной вероятности усталостного разрушения элемента конструкции от повреждения и от определяющей ресурс в отсутствие повреждения конструктивной нерегулярности. Необходимые для обоснования оценки объёмы данных могли быть получены в эксперименте. В более современном методе (В. Б. Лоим, А. В. Лапаев) допустимость устанавливается посредством сравнения эффективных коэффициентов концентрации напряжений КП и нерегулярности, определяемых на базе ограниченных пределов выносливости. По сути, в основе и второго метода лежит принцип равной вероятности. Однако для АТ вопрос допустимости любых повреждений может рассматриваться только с позиции сохранения лётной годности — практической невероятности предельного состояния и обязательности её подтверждения. Данные же подходы содержат возможность снижения безопасности. Действительно, если в какой-то момент эксплуатации вероятность разрушения от повреждения  $P(\Pi)$  равна вероятности разрушения по конструктивному критическому месту  $P(K)$ , то, обозначив последнюю как  $p$ , получим по правилу сложения совместных независимых случайных событий вероятность разрушения конструкции

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

т. е. увеличение вероятности разрушения (примерно в два раза при малых вероятностях и в полтора раза при равенстве долговечностей зон конструктивной концентрации и повреждения, соответствующих вероятности разрушения 0,5). Необходимо определение допустимости КП, исключаящее возможность снижения безопасности и обеспечивающее возможность её подтверждения.

Из требования практической невероятности следует необходимость использования вероятностного подхода для определения допустимых размеров повреждения. 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 статистическими методами, если вид и величину повреждения связать с долговечностью повреждённого элемента. Отечественными и зарубежными исследователями предложен ряд различных характеристик (критериев, мер) повреждений, определяющих усталостную долговечность. Это глубина повреждения, глубина и диаметр, диаметр или площадь, глубина и характеристика неровности корродированной поверхности, объём или масса поражённого коррозией металла, максимальный теоретический коэффициент концентрации напряжений, вычисляемый без учёта неровности корродированной поверхности, и др. Обилие предложений отражает отсутствие достаточных оснований для предпочтительного выбора меры. При изменениях величины повреждения данные меры совместимы в отношении влияния на усталостную долговечность только тогда, когда при этих изменениях сохраняется неизменной форма повреждения, но в этом случае в силу функциональной зависимости, задаваемой формой, любой размер повреждения полностью определяет его величину. Из этого следует, что применение подобных мер для измерения повреждений, формы которых отличаются от используемых для сравнения (полученных из опыта эксплуатации или в эксперименте), может приводить к неверным оценкам долговечности. Необходима универсальная мера, пригодная для возможных в реальных условиях вариаций форм повреждений и видов коррозии.

Известные подходы к оценке КП исключают возможность определения остаточного ресурса конструкции с повреждением. Отсутствуют решения для расслаивающей коррозии и повреждений на кромках элементов, не разработана общая методология оценки повреждений для всего набора элементов конструкции ЛА, не определены условия полной отработки ресурса в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации, отсутствует метод объективной оценки КСС. Обеспечение безопасности на основе замены КП эквивалентной трещиной возможно не для всех элементов конструкции и из-за исключения инкубационной стадии завышает частоту осмотров и объёмы ремонтов.

**Цель диссертационной 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 повреждений, разработать метод определения сопротивления усталости элемента конструкции с повреждением;

- 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.

#### **Научная новизна:**

- теоретическое и экспериментальное обоснование меры КП, определяющей сопротивление усталости металла с повреждением;

- 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;

- 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 по условию коррозии. Разработаны математически обоснованные, исключают субъективность выводов методы решения задач, ответы на которые в настоящее время получают на основе опыта эксплуатации и экспертных оценок. Определены соответствующие вероятностному характеру явлений усталости и коррозии критерии лётной годности повреждённых коррозией конструкций, разработана математическая модель допустимости повреждений. Моделью установлены методы определения допустимых размеров повреждений, остаточного ресурса и КСС, связь ресурса и КСС в ожидаемых коррозионно-климатических условиях эксплуатации.

Практическая значимость работы состоит в разработке методологии поддержания лётной годности по условию коррозии. Определены необходимые для измерений параметры коррозионных повреждений, установлены условия допустимости повреждений, выведены формулы для определения не

снижающих ресурс размеров повреждений, остаточного ресурса и КСС конструкции с повреждением. Разработан алгоритм назначения интервалов осмотров.

Результаты исследований позволяют 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 технического обслуживания 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 работы 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 «Отделения сопровождения создания и эксплуатации авиационной техники» ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина».

**Личный вклад автора** заключается в постановке задач исследования и в выборе методов их решения, постановке и выполнении основной части экспериментов, выполнении расчётов, анализе и обобщении полученных результатов, формулировке выводов и положений, выносимых на защиту.

#### **Методология и методы исследований**

Поиск решения задачи выполнен на основе вероятностного подхода, рассматривая пути достижения цели в совокупности требований Норм летной годности, экономической эффективности и организации 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 алюминиевых сплавов и фрагментов конструкции самолётов с КП. 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 работы**

Достоверность результатов обеспечена применением аттестованного научно-испытательного оборудования, корректностью математических формулировок, подтверждением теоретических выводов значительным объёмом экспериментальных исследований, воспроизводимостью результатов экспериментов на различных материалах и элементах конструкций и соответствием их результатам других исследователей.

Основные положения и результаты данной работы докладывались и обсуждались на шести научно-технических конференциях: Всероссийской научно-технической конференции, посвящённой 70-летию со дня основания СибНИА. Новосибирск, СибНИА, 20-21 сентября 2011 г.; Международной научно-технической конференции «Новые материалы и технологии глубокой переработки сырья — основа инновационного развития экономики России. Москва, ВИАМ, 25-28 июня 2012 г.; Всероссийской конференции «Проблемы оценки климатической стойкости материалов и сложных технических систем». Геленджик, ГЦКИ ВИАМ им. Г. В. Акимова, 12–13 сентября 2013 г.; IV Всероссийской конференции по испытаниям и исследованиям свойств материалов «ТестМат–2014». Геленджик, ГЦКИ ВИАМ им. Г. В. Акимова, 19–20 июня 2014 г.; научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов», 31 мая-1 июня 2018, ЦАГИ, Жуковский; III Международной научно-технической конференции «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.

#### **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;

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

## Структура и объём 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.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы, сформулированы цель, задачи исследований и положения, выносимые на защиту; обозначены научная новизна, теоретическая и практическая значимость; приведена информация об апробации и использовании результатов работы.

В **первой главе** «Анализ известных подходов к оценке технического состояния ЛА по критерию коррозии» выполнен обзор типовых КП авиационных конструкций; проведён анализ основных отраслевых нормативных документов, определяющих требования к обеспечению прочности силовой конструкции с КП; рассмотрены практика и предлагаемые различными исследователями методы оценки технического состояния ЛА по критерию коррозии; установлены вопросы, требующие исследования. На основании анализа публикаций по теме диссертации сформулированы выводы, послужившие основой для выбора цели и задач исследований в диссертационной работе.

Во **второй главе** «Модели повреждений. Методы и результаты исследований моделей» определены исходные положения задачи, повреждения элементов конструкции от различных видов коррозии сведены к типовым схемам и моделям, дано описание разработанных для их исследования методов.

В работе рассматриваются повреждения типа коррозионной язвы, питтинга и отдельного очага расслаивающей коррозии. За усталостную долговечность ( $N_1$ ) приняты момент возникновения магистральной трещины. При таком условии абсолютное большинство случаев коррозии авиационных конструкций, состоящих из плоских или слабоизогнутых обшивок, плоских полок или стенок продольного и поперечного силового набора крыла, фюзеляжа, оперения, могут быть сведены к двум расчётным схемам: повреждению на кромке и на поверхности пластин различной толщины (рисунок 1).

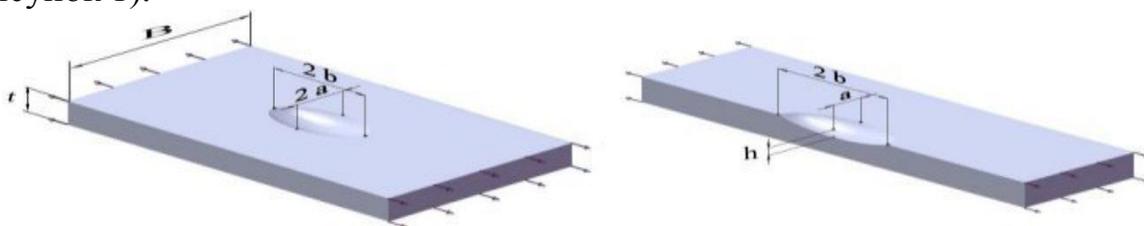


Рисунок 1 — Две основные расчётные схемы коррозионных повреждений

Для 135-и таких моделей КП, отличающихся формой и глубиной, выполнен анализ НДС методом конечных элементов. Коррозионная язва на поверхности имитировалась поверхностью эллипсоида с различными соотношениями осей, кромочная — выемкой на кромке в виде его половины.

Наряду с эллипсоидами проведены расчёты для язв типа параболоидов вращения, а также моделей расслаивающей коррозии и моделей язв с корродированной поверхностью.

На рисунке 2 представлены зависимости максимальной концентраций напряжений ( $K_T$ ) в модели язвы с гладкой поверхностью от относительной глубины ( $h/t$ ) и показателя крутизны контура сечения ( $2a/h$ ) при различном отношении длины по поверхности к ширине ( $b/a$ ).

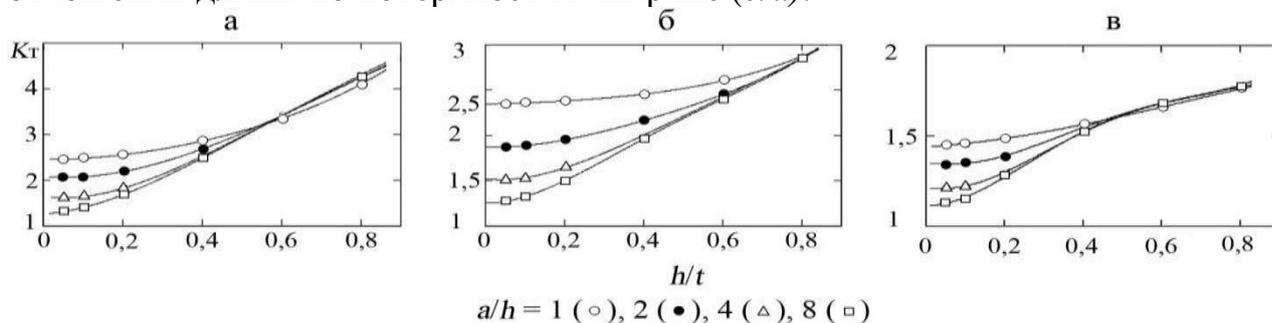


Рисунок 2 — Зависимости максимального теоретического коэффициента концентрации напряжений от относительной глубины и отношений ширины к глубине язвы при соотношениях  $b/a = 0,5$  (а); 1 (б); 2 (в)

Концентрацию напряжений на корродированной поверхности оценили на моделях, содержащих на поверхности первичных выемок дополнительные малые кратеры.

Экспериментальные исследования долговечности зон повреждений различных видов, конфигураций и размеров выполнены усталостными испытаниями образцов алюминиевых сплавов, типа показанных на рисунке 1, с гладкой поверхностью кратера, с искусственно выращенными язвами или очагами расслаивающей коррозии. Для фиксации момента зарождения усталостной трещины использовали вихретоковый метод с применением разработанной для этих целей аппаратуры, а также оценили возможность определения момента зарождения по длительности роста трещины от КП. Для получения необходимых для расчёта кинетических диаграмм усталостного разрушения исследуемых сплавов и оценок влияния частоты нагружения и внешней среды испытания провели в атмосфере лабораторного воздуха и в жидких коррозионно-активных средах в диапазоне частот нагружения от 0,5 до 40 Гц.

В третьей главе «Мера коррозионного повреждения. Метод определения сопротивления усталости металла с повреждением» выполнено обоснование выбора меры КП и исследована зависимость от неё выносливости алюминиевых сплавов с повреждениями различных форм и видов коррозии. Исследованиями распределений долговечности установлены закон распределения и метод определения его параметров.

Выбор меры основан на положениях статистических теорий усталостного разрушения, исследованиях НДС при изменениях вида, формы и размеров повреждения, результатах усталостных испытаний и анализа усталостных изломов образцов с КП или с кратерами с гладкой полированной поверхностью.

В отличие от кратера с гладкой поверхностью неровности корродированной поверхности провоцируют многоочаговость усталостного разрушения. Из таких наблюдений, результатов испытаний образцов с кратерами и язвами, язвами в градиентных полях напряжений и из известных общих закономерностей усталостного разрушения сделан вывод, что наработка до зарождения усталостной трещины на язве зависит от уровня напряжений в зоне максимально напряжённого металла, состава внешней среды и размеров этой зоны.

Исходя из этого в качестве меры КП предлагается площадь миделя сечения ( $F$ ) и, как вариант, безразмерная площадь

$$f = \frac{F}{t^2} . \quad (1)$$

Их можно представить как произведение глубины (относительной глубины) на среднюю ширину (относительную ширину) в сечении повреждения:  $F = q \cdot h$ ;  $f = \frac{h}{t} \cdot \frac{q}{t}$ , где  $q = \frac{F}{h}$  — средняя по сечению миделя ширина язвы. Из анализа распределений концентрации напряжений на моделях повреждений с различным сочетанием  $q$  и  $h$  следует, что при неизменной площади сечения всякое изменение формы повреждения сопровождается встречными по направлениям изменениями максимальных напряжений и площади максимально напряжённого металла. Это предполагает устойчивость связи выносливости с площадями при изменениях вида и формы повреждения.

Такое представление меры применимо как к поверхностным, так и к кромочным повреждениям, к малым повреждениям в градиентных полях напряжений и к очагам расслаивающей коррозии. Из-за пологого характера кривых зависимости концентрации напряжений от относительной глубины КП на начальном участке (см. рисунок 2) мера (1) пригодна только при глубине повреждения более 5...7% толщины металла.

По результатам корреляционного анализа (исследовано 16 партий конструкционных алюминиевых сплавов с язвами различной формы в сечении и соотношением  $b/a$  от 0,8 до 2,5, толщина металла изменялась от 1 до 6 мм) связь выносливости зоны повреждения с площадями миделя в сравнении с другими известными мерами наиболее близка к функциональной зависимости и, в отличие от остальных, устойчива к изменениям формы повреждения. Для других мер высокая корреляция сохраняется только для подобных по форме повреждений, что и ограничивает область их применения.

На рисунке 3, а в качестве типового примера представлены результаты испытаний образцов и регрессионные зависимости долговечности от меры  $f$  пяти партий сплава В95пчТ2 на пяти уровнях максимального брутто-напряжения отнулевого цикла  $\sigma_{\max}$ . Металл с повреждением сохраняет значительную долю несущей способности, с увеличением размеров язвы циклическая долговечность монотонно снижается. Разброс результатов относительно невелик и позволяет уверенно выделить влияние уровня нагрузки. Для каждого уровня  $\sigma_{\max}$  существует практически линейный в двойных

логарифмических координатах участок зависимости долговечности от меры повреждения  $f$

$$Y(f) = a + b \cdot (\lg f - x), \quad (2)$$

где  $Y(f) = \lg N1(f)$ ;  $a$ ,  $b$ ,  $x$ —параметры, определяемые по стандартной методике регрессионного анализа.

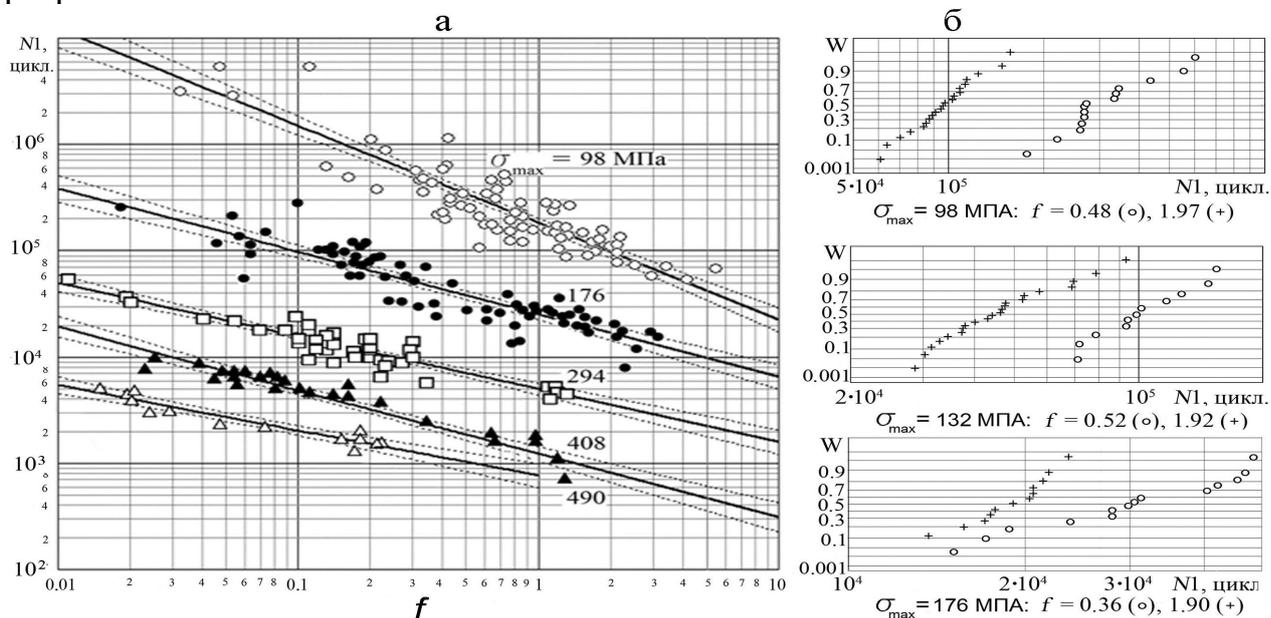


Рисунок 3 — Зависимости циклической долговечности сплава В95пчГ2 с коррозионным повреждением от меры повреждения и уровня циклических нагрузок (а) и эмпирические функции распределения для фиксированных размеров повреждений (б). Штриховые линии — 95%-ные доверительные границы для линий регрессии

Характеристику рассеяния определили как среднее квадратическое отклонение десятичного логарифма выносливости зоны повреждения от линии регрессии (2) на рассматриваемом интервале изменения  $f$  по формуле

$$s = \sqrt{\frac{1}{n-2} \cdot \sum_{i=1}^n (\lg N1_i - Y(f))^2}. \quad (3)$$

Здесь  $N1_i$  — число циклов до возникновения трещины в эксперименте для  $i$ -ого образца в интервале,  $n$  — число образцов в интервале. Интерполяцией по значениям  $s$  на достаточном числе интервалов устанавливается зависимость  $s(f)$ .

На рисунке 3, б представлены эмпирические функции распределения циклической долговечности металла с КП ( $W$ ), построенные по результатам испытаний образцов с КП на различных уровнях  $\sigma_{max}$ . Вид эмпирических функций допускает аппроксимацию функции распределения долговечности металла с КП логарифмически нормальным законом, параметры которого — математическое ожидание и среднее квадратическое отклонение для каждого значения  $f$  — устанавливают, соответственно, зависимости (2) и (3), представляя таким образом метод определения сопротивления усталости

металла с КП. Логарифм выносливости зоны КП для заданной вероятности зарождения трещины соответствует квантилю данного распределения.

Универсальность меры по условию положения КП в элементе конструкции доказана в экспериментах с повреждениями на поверхности, кромке пластины, кромке конструктивных концентраторов напряжений — отверстий. Мера оказалась применима и для крупных неметаллических включений в металле, выходящих на поверхность. Общие закономерности подтверждены в условиях работы металла в коррозионно-активных средах. Возможность применения меры к оценке расслаивающей коррозии подтверждена в экспериментах с моделированием в образцах как расслаивающей, так и язвенной коррозии. Исследованиями усталостной долговечности при чередовании роста КП и усталостного нагружения решена задача определения наработки для обнаруживаемого при осмотре повреждения, возникшего и развивавшегося в межосмотровом интервале. Для типичных для авиационных конструкций скоростей роста КП в алюминиевых сплавах и интенсивности эксплуатации наработка зоны повреждения аддитивно складывается из наработок с момента образования повреждения.

В четвёртой главе «Методы расчётной оценки допустимых размеров коррозионных повреждений, ресурса и срока службы повреждённой конструкции. Алгоритм отработки назначенного ресурса» определены условия допустимости повреждений в конструкции ЛА; разработана математическая модель допустимости повреждений, устанавливающая методы оценок допустимых размеров повреждений, усталостной долговечности, календарного срока службы повреждённой конструкции и теоретическое доказательство возможности существования безопасных повреждений; представлен алгоритм назначения интервалов осмотров, обеспечивающий полную отработку назначенного ресурса с минимально возможными при случайном характере коррозии временными и материальными затратами на ТОиР.

Безопасность ЛА обеспечивается при обосновании назначенного ресурса, появление повреждения не должно повысить вероятность ( $P$ ) усталостного разрушения. 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 с усилением, заменой повреждённого элемента или вывода ЛА из эксплуатации.

Методы расчётных оценок установлены математической моделью, 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 устанавливают зависимости (2) и (3), соответствующие условиям работы (спектру нагружения и внешней среде) повреждённого элемента.

Вероятность разрушения повреждённой конструкции после появления повреждения устанавливает формула вероятности суммы двух совместных независимых случайных событий

$$P = P(\Pi) + P(K) - P(\Pi) \cdot P(K). \quad (4)$$

Вероятность разрушения по критическому месту конструкции при наработке после появления повреждения  $N1$  циклов

$$P(K) = Fn(\lg(N_0 + N1), M_0, sh) = \frac{1}{sh \cdot \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\lg(N_0 + N1)} e^{-\frac{(x-M_0)^2}{2sh^2}} dx \quad (5)$$

Подстановки функции вероятности (5) и функции логарифмически нормального закона, соответствующей зоне повреждения, в уравнение (4) приводят его к виду

$$P = Fn(\lg(N_0 + N1), M_0, sh) + Fn(\lg N1, Y(f), s(f)) - Fn(\lg(N_0 + N1), M_0, sh) \times \\ \times Fn(\lg N1, Y(f), s(f)) \quad (6)$$

Схема изменения вероятностей по мере усталостной наработки ( $N$ ) конструкции с повреждением представлена на рисунке 4.

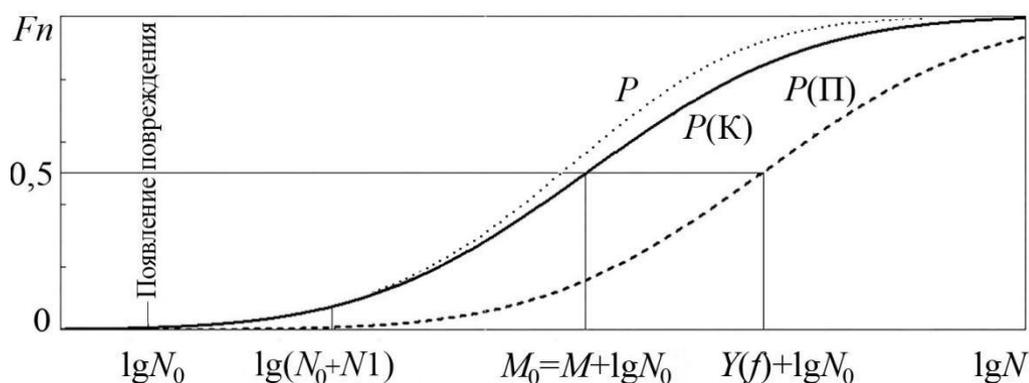


Рисунок 4 — Зависимости от наработки вероятностей разрушения повреждённой конструкции, критического места и разрушения по повреждению

Логарифм назначенного ресурса неповреждённой конструкции рассматриваем как квантиль вероятности  $P(K)$  функции распределения долговечности критического места или конструкции в целом. Величина  $P(K)$  на момент полной отработки ресурсного потенциала задаётся нормативным значением вероятности, соответствующей условию практической невероятности предельного состояния. Решение уравнения (5) позволяет определить при необходимости один из недостающих параметров распределения или вероятность для назначенного ресурса, составляющего часть полного ресурса конструкции.

Для безопасно повреждённой конструкции  $P = P(K)$ , остаток ресурса составит  $N1$  циклов с момента появления повреждения.

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:

$$P(\Pi) = k \cdot P, \quad k < 1. \quad (7)$$

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

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

$$z(P(K), M, sh) = Y(f) + z(P(\Pi), 0, s(f)). \quad (8)$$

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. Система уравнений (4), (7), (8) с учётом (2) и (3) сводится к уравнению

$$f = 10^{\frac{z(\frac{P(1-k)}{1-kP}, M, sh) - z(kP, 0, s(f)) - a}{b}} + x. \quad (9)$$

Решением уравнения является значение  $f$  размера повреждения, практически не снижающего заданной вероятностью  $P$  ресурс исходной (неповреждённой) конструкции. Существование решения является теоретическим доказательством возможности не снижающих ресурс ЛА повреждений. Безопасными будут также все более мелкие повреждения, условие существования задают уравнения (7) и (8).

Схема принципиально не меняется при замене квантилей односторонними доверительными границами квантилей для заданной величины доверительной вероятности.

Допустимость повреждения по второму условию определяется сравнением межосмотрового интервала в циклах функциональных нагрузок с величиной допустимой наработки (остаточным ресурсом) повреждённой конструкции. Остаточный ресурс ( $N1$ ) с момента появления повреждения определяется решением уравнения (6) при нормативном значении вероятности разрушения  $P$ . В свою очередь, задаваясь значением финального интервала эксплуатации (с учётом в длине интервала наработки до обнаружения повреждения)  $N1$ , решением уравнения можно установить допускаемый для такой отработки размер повреждения.

КСС конструкции может быть оценён для любого заданного остатка ресурса  $N1$  временем роста повреждения до допустимого по второму условию размера. Время роста определяется по статистике развития коррозии

в аналогичных элементах конструкции при эксплуатации в ожидаемых коррозионно-климатических условиях функцией прогноза вида

$$\tau = \tau(f, pf), \quad (10)$$

где  $\tau$  — календарное время отсчёта с начала эксплуатации,  $pf$  — вероятность появления КП, превышающего размер  $f$ . Разность значений для критического размера повреждения и обнаруженного при осмотре (здесь необходимо учесть разницу во времени обнаружения и возникновения повреждения) оценивает с вероятностью  $1 - pf$  срок службы повреждённой конструкции.

При периодичности осмотров (контроля состояния) конструкции не всегда возможно установить точно наработку  $N_0$ , соответствующую возникновению повреждения; коррозионный рост повреждения до обнаружения при очередном осмотре может происходить в условиях усталостного нагружения. Нарботка зоны повреждения, предшествующая его обнаружению, должна быть учтена. Консервативность оценок может быть обеспечена условием появления повреждения сразу после предшествующего осмотра.

Верификация и анализ модели выполнены на примере повреждения коррозией нижней полки лонжерона крыла (рисунок 5) самолёта Су-27, усталостная долговечность которой в неповреждённом состоянии определяется крепёжными отверстиями (рисунок 6).



Рисунок 5—Штампованный лонжерон. Полки лонжерона имеют отверстия под болты крепления панелей обшивки

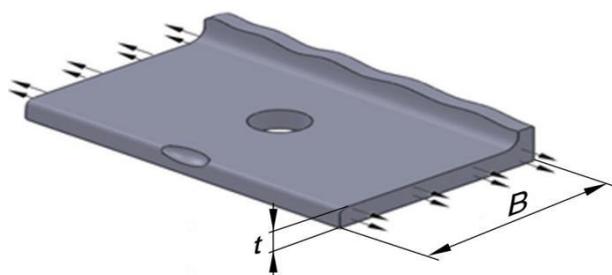


Рисунок 6 — Расчётная схема полки лонжерона с коррозионным повреждением

Решения уравнений (9) и (6) для полки, нагруженной отнулевым циклом с максимальным брутто-напряжением  $\sigma_{\max} = 132$  МПа, показаны в форме параметрических зависимостей, соответственно, на рисунках 7, а и 7, б. Допускаемый для условий нагружения в среде воздуха по уравнению (9) размер повреждения  $f_{0.01}$  на рисунке 7, а для отношения  $P(\Pi)/P = 0,01$  и

вероятности разрушения  $P = 0,01$  составляет 7% всего сечения полки. Повреждение такого размера практически не влияет на ресурс рассматриваемого элемента — согласно уравнению (6) имеет место снижение усталостной долговечности всего на 0,2 %. Расчёты подтверждены усталостными испытаниями образцов полок с кромочными КП. Результаты испытаний нанесены на рисунке 7, б. Тёмными символами отмечены разрушения, начинающиеся от КП, светлыми — от отверстий.

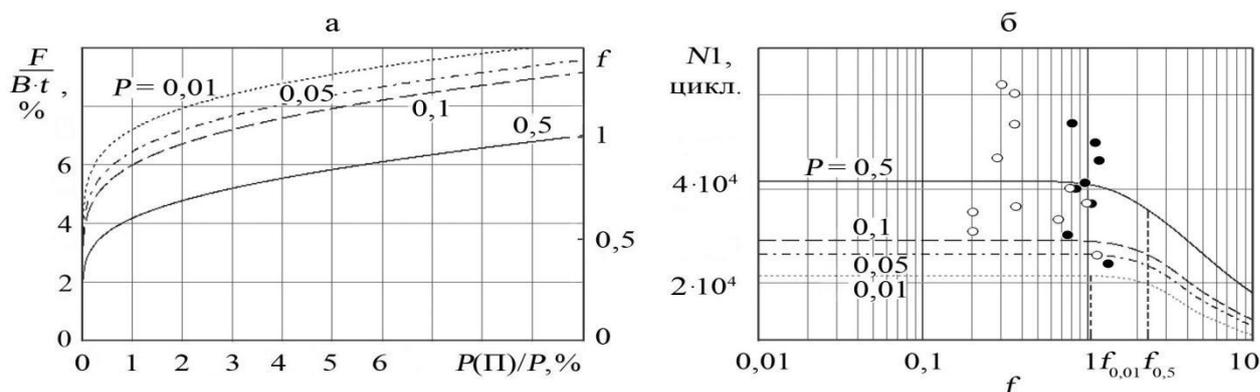


Рисунок 7 — Допускаемые по условию отсутствия влияния на усталостную долговечность лонжерона площади сечения коррозионных повреждений полок (а), зависимости долговечности полок от величины повреждения и результаты испытаний полок с повреждениями (б)

Результат расчётов при  $p = 0,5$ , что соответствует определению допустимости по равенству эффективных коэффициентов концентрации напряжений, отмечен на рисунке 7, б как  $f_{0,5}$ .

Для полной отработки ресурсного потенциала ЛА следует не допускать развития коррозии за пределы нарушений лётной годности и ремонтпригодности путём ограничения интервалов между осмотрами, при которых КП может быть обнаружено и отремонтировано. Расходы и время простоя на ремонт будут минимально необходимы, если исключить тяжёлые формы ремонта, связанные с усилением или заменой повреждённого элемента конструкции. Это условие выполнимо, если на момент каждого осмотра (кроме финального этапа эксплуатации) коррозия не будет превышать размеры, соответствующие первому условию допустимости. Такие повреждения не влияют на остаточный ресурс конструкции и потому, если остановить коррозионный рост повреждения, то далее возможна полная отработка остатка ресурса. На финальном этапе достаточно выполнения второго условия допустимости. Данная схема реализована в алгоритме отработки назначенного ресурса.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработаны 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.

2. Проведены исследования усталостной и коррозионно-усталостной долговечности авиационных алюминиевых конструкционных сплавов с повреждениями питтинговой, язвенной, расслаивающей коррозией 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, анализом 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. 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. Условия допустимости сведены к системе вероятностно-статистических уравнений — математической модели допустимости повреждений. Решения уравнений модели относительно величины КП устанавливают его предельно допустимые по двум условиям размеры на рассматриваемый момент отработки назначенного ресурса. Существование решений уравнения (9) является теоретическим доказательством возможности повреждений, не влияющих на ресурс ЛА.

Экспериментальные исследования допустимости КП выполнены на фрагменте натурной конструкции самолёта Су-27 с коррозионными повреждениями. Результаты эксперимента соответствуют результатам расчётов допустимых размеров повреждений и усталостной долговечности фрагмента. 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 типичного для конструкции самолёта элемента.

5. Модель устанавливает методы расчётной оценки ресурса и КСС конструкции с КП. Решением уравнения (6) относительно усталостной долговечности определяется остаточный ресурс повреждённой конструкции. Связь КСС с ресурсом и метод расчётной оценки КСС устанавливают уравнение (6) и функция прогноза (10) 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 аналогичных методов для случаев межкристаллитной коррозии и множественных, с общей внешней границей, повреждений.

#### **Список работ, опубликованных автором по теме диссертации**

В изданиях, рекомендованных ВАК, в том числе, входящих в международные реферативные базы данных:

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

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

3. 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.

4. 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.

5. Шабалин, В. И. 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.

6. 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.

В переводной версии 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.*

В прочих изданиях:

7. 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: СибНИА, 1991. — Вып.1: Сопротивление усталости и живучесть авиационных конструкций. — С. 136–142.

8. 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, В. К. Белова.— Новосибирск: СибНИА, 2009. — С. 173–179.

9. 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.

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

11. 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.) / ФГУП «ВИАМ». — М.: ВИАМ, 2018. — 1 электрон. опт. диск (CD-ROM). — С. 187–200.

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

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

14. 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.

Отпечатано в типографии Новосибирского  
государственного технического университета  
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20, тел./ факс (383)346-08-57  
формат 60x84 1/16, объём 1,25 п.л., тираж 100 экз.  
заказ № 2056, подписано в печать 09.04.2020 г.