

**ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ**  
**имени профессора Н.Е. Жуковского**



На правах рукописи

**КУЛЕМИН АЛЕКСАНДР ВАСИЛЬЕВИЧ**

**РАЗВИТИЕ РАСЧЁТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МЕТОДОВ**  
**ОБОСНОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ЖИВУЧЕСТИ**  
**САМОЛЁТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Специальность 2.5.14. (05.07.03)

Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Жуковский 2021 г.

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ» г. Жуковский)

**Научный руководитель:** доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник отделения прочности и ресурса, комплекса прочности ЛА, ФГУП «ЦАГИ»

**Нестеренко Григорий Ильич**

**Официальные оппоненты:** доктор технических наук, профессор, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

**Стрижиус Виталий Ефимович**

доктор технических наук, профессор, Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, г. Москва

**Матвиенко Юрий Григорьевич**

**Ведущая организация:** ПАО «Авиационный комплекс имени С.В. Ильюшина» (ПАО «Ил»), 125190, г. Москва, Ленинградский проспект, д. 45 "Г"

Защита диссертации состоится «\_\_» декабря 2021 г. в \_\_\_\_ на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 (Д 403.004.01) при Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н.Е. Жуковского по адресу: 140181, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1.

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

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета  
31.1.006.01 (Д 403.004.01)  
д.ф.-м.н, доцент

М.А. Брутян

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### Актуальность работы.

Одним из основных аспектов обоснования эксплуатационной живучести является проведение большого объёма расчётно-экспериментальных исследований. В связи с этим, необходимо:

- совершенствовать существующие методики расчёта и разрабатывать новые методики (с учётом появления новых знаний, новых характеристик материалов и т.д.);
- проводить экспериментальные исследования:
  - на элементарных образцах для получения расчётных характеристик материалов исследуемых конструкций (в рамках квалификации),
  - на конструктивно-подобных образцах для подтверждения принятых конструктивно-технологических решений, для верификации разработанных методик расчёта;
- проводить сравнительные экспериментальные исследования прочностных свойств конструкционных материалов (современных и после длительной эксплуатации) с целью оценки характеристик прочности (для современных материалов) и выявления их возможной деградации (для материалов из конструкции длительно эксплуатируемых самолётов).

Таким образом можно выделить три направления, относящиеся к развитию расчётных и экспериментальных методов обоснования эксплуатационной живучести:

1. Разработка новых и совершенствование существующих методик расчёта на живучесть авиационных конструкций.

По данному направлению, имеется важная задача по исследованию роста трещин в условиях двухосного напряжённого состояния. Такие условия нагружения возникают в основном в обшивках гермофюзеляжей, т.е. тонкостенных подкреплённых конструкциях (под действием внутреннего давления и эксплуатационных нагрузок). Трещина под действием двухосного напряжения в зависимости от ряда факторов может изменить траекторию своего роста, что необходимо учитывать в расчётах трещиностойкости исследуемой зоны. В настоящее время есть несколько подходов (методик) по расчётному определению траектории поворота трещин. При этом крайне ограничены публикации с данными экспериментальных исследований в этой области, для возможности верификации предложенных методик.

В связи с этим актуальными задачами являются:

- разработка методов расчёта поворота трещин в тонкостенных конструкциях в условиях двухосного напряжённого состояния;

- проведение экспериментальных исследований трещиностойкости на крупногабаритных образцах обшивочных материалов фюзеляжа в условиях двухосного напряжённого состояния с целью верификации разработанных расчётных методов.

2. Получение новых расчётных характеристик трещиностойкости материалов.

Методика расчёта остаточной прочности конструкций с использованием  $R$ -кривой известна и имеет ряд преимуществ по сравнению с методикой основанной на использовании вязкости разрушения  $K_{Ic}^y$ . Однако внедрение в практику метода расчёта остаточной прочности с использованием  $R$ -кривых сдерживается отсутствием экспериментальных данных по  $R$ -кривым и, как следствие этого, недооценкой этого метода специалистами ОКБ по прочности авиационных конструкций.

В связи с этим разработка метода получения  $R$ -кривой в виде расчётной характеристики материала (для включения  $R$ -кривых в Справочник) является актуальной задачей.

3. Экспериментальное определение прочностных характеристик конструкционных материалов с целью оценки возможного ухудшения прочностных характеристик материалов (деградации) длительно эксплуатируемых самолётов.

Ещё одним аспектом в рамках обоснования эксплуатационной живучести, является проблема обеспечения безопасной эксплуатации длительно эксплуатируемых транспортных самолётов. К настоящему времени многие типы самолётов выработали ресурсы и сроки службы, заданные при их проектировании. А так как в ближайшее время невозможно полностью заменить такие самолёты, то необходимо проводить исследования прочностных свойств материалов после длительной эксплуатации, с целью подтверждения возможности продления ресурсов и сроков службы самолётов сверх проектных значений.

В связи с этим оценка возможного ухудшения прочностных свойств конструкционных металлических материалов самолётов после длительной эксплуатации является актуальной задачей.

**Цель работы** – совершенствование расчётных и экспериментальных методов обоснования эксплуатационной живучести авиационных конструкций, путём: разработки и верификации новых методов расчёта, разработки метода получения новых расчётных характеристик, получения новых знаний о влиянии длительной эксплуатации на основные прочностные характеристики конструкционных материалов.

Решены следующие **задачи**:

- Предложен и верифицирован метод расчёта поворота трещин в тонкостенных конструкциях в условиях двухосного напряжённого состояния и даны рекомендации по расчёту трещиностойкости с учётом возможного изменения траектории роста трещин;
- Описана процедура получения  $R$ -кривой в качестве расчётной характеристики материала;
- Предложен подход, позволяющий определять вязкость разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины с использованием  $R$ -кривой;
- Проведены экспериментальные исследования деградации основных прочностных характеристик материалов конструкции планеров самолётов после длительной эксплуатации.

**Научная новизна** диссертационной работы состоит в следующем:

1. Разработан и верифицирован метод расчёта траектории роста трещин в крестообразных образцах, а также предложены рекомендации по учёту влияния поворота трещин в обшивке на характеристики трещиностойкости (скорости роста трещин и остаточной прочности) тонкостенных конструкций;
2. Разработан метод получения расчётной  $R$ -кривой, включая формат представления  $R$ -кривых в Справочнике расчётных значений характеристик авиационных материалов;
3. Разработан метод расчётного определения вязкости разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины по параметрам  $R$ -кривой;
4. Получении оценки деградации основных прочностных характеристик материалов самолётов после длительной эксплуатации (срок службы 28, 44, 45 и 48 лет).

**На защиту выносятся:**

- Метод учёта влияния двухосного напряжённого состояния тонкостенных конструкций, а также учёта влияния отклонения траектории трещин на трещиностойкость;

- Метод получения  $R$ -кривой в качестве расчётной характеристики статической трещиностойкости материалов в условиях плоского напряжённого состояния;
- Метод расчётного определения вязкости разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины по параметрам  $R$ -кривой;
- Результаты экспериментальных исследований и оценка деградации основных прочностных характеристик материалов образцов вырезанных из конструкции планеров списанных самолётов после длительной эксплуатации (срок службы 28, 44, 45 и 48 лет).

**Практическая значимость** заключается в повышении точности и информативности расчётной оценки характеристик трещиностойкости тонкостенных конструкций вследствие:

- использования разработанного метода учёта влияния двухосного напряжённого состояния тонкостенных конструкций на поворот трещин, а также применения рекомендаций по учёту влияния отклонения траектории трещин на длительность их развития и на остаточную прочность;
- более широкого внедрения в практику метода расчёта остаточной прочности с использованием  $R$ -кривых;

Использование разработанного метода расчётного определения вязкости разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины по параметрам  $R$ -кривой, позволит отказаться от проведения испытаний на трещиностойкость плоских образцов малой ширины (200 – 750 мм), что существенно сократит объём проводимых испытаний в рамках специальной квалификации.

Проведённая оценка деградации основных прочностных характеристик материалов образцов вырезанных из конструкции планеров списанных самолётов после длительной эксплуатации, будут учитываться при продлении ресурсов, а также при уточнении периодичности осмотров планеров длительно эксплуатируемых самолётов.

**Достоверность результатов** расчётных исследований влияния двухосного напряжённого состояния и отклонения траектории роста трещин на характеристики трещиностойкости конструкций обеспечивается верификацией предложенного метода расчёта на результатах испытаний крестообразных образцов в лаборатории комплекса прочности ЛА ФГУП «ЦАГИ».

Разработанный метод получения расчётной  $R$ -кривой, а также предложенный метод расчётного определения вязкости разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины по параметрам  $R$ -кривой основаны

на результатах большого объёма (более 300 образцов шириной 750-1200 мм) испытаний по определению *R*-кривых конструкционных материалов (самолётов MC-21, SSJ-100 и др.) проведённых автором в рамках специальной квалификации в испытательной лаборатории комплекса прочности ЛА ФГУП «ЦАГИ».

Экспериментальные исследования основных прочностных характеристик материалов конструкции планеров самолётов после длительной эксплуатации проведены в испытательной лаборатории комплекса прочности ЛА ФГУП «ЦАГИ» в соответствии с действующими стандартами испытаний.

**Личный вклад автора.** Основные положения диссертации получены лично автором, либо при непосредственном его участии, что подтверждено публикациями.

**Соответствие паспорту специальности.** Диссертация посвящена развитию расчётных и экспериментальных методов обоснования эксплуатационной живучести самолётных конструкций, и полностью соответствует паспорту специальности 05.07.03 – «Методы и средства повышения ресурса и долговечности ЛА и его элементов», «Организация, экономика и оптимизация процессов обеспечения прочности ЛА».

**Апробация работы.** Результаты работы были апробированы на научных конференциях и семинарах, а также в ходе выполнения контрактных и договорных работ. Основные результаты, представленные в работе, докладывались на 13 научно-технических конференциях и семинарах, из которых 8 – международные. Наиболее значимые выступления на конференциях: ICAS (Congress of International Council of the Aeronautical Sciences), ICAF (International Committee on Aeronautical Fatigue), ЖИВКОМ (Живучесть и конструкционное материаловедение), FRITME (Фундаментальные исследования и инновационные технологии в машиностроении).

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 24 печатные работы, 4 из которых в изданиях, рекомендованных ВАК РФ.

**Структура и объём диссертации.** Диссертация состоит из 4 глав, введения, заключения и списка использованной литературы из 103 наименований. Общий объём работы 194 страницы, включая 16 таблиц и 108 рисунков.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обосновывается актуальность диссертационной работы, сформулированы цели и задачи работы, представлены основные положения научной новизны, отмечена практическая значимость, а также приведены положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** приведён обзор отечественных и зарубежных исследований по методам (подходам) повышения характеристик эксплуатационной живучести конструкций крыла и фюзеляжа транспортных самолётов.

**В параграфе 1.1**, по итогам исследований работ по развитию трещин в условиях двухосного напряжённого состояния были сделаны следующие выводы.

В общем случае поле упругих напряжений в окрестности трёхмерного фронта трещины смешанного типа (I+II) с учётом первых компонентов несингулярных членов разложения ( $T_{xx}$ - и  $T_{zz}$ -напряжений) может быть представлено в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{xx} &= \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \left[ K_I \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) - K_{II} \sin \frac{\theta}{2} \left( 2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \right] + T_{xx}, \\
 \sigma_{yy} &= \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \left[ K_I \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + K_{II} \sin \frac{\theta}{2} \left( \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \right], \\
 \sigma_{xy} &= \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \left[ K_I \sin \frac{\theta}{2} \left( \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) + K_{II} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \right], \\
 \sigma_{zz} &= \frac{2\nu}{\sqrt{2\pi r}} \left[ K_I \cos \frac{\theta}{2} - K_{II} \sin \frac{\theta}{2} \right] + T_{zz}.
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $Ox$ ,  $Oy$ ,  $Oz$  – оси локальных декартовых координат, связанных с вершиной трещины (рисунок 1);  $K_I$  и  $K_{II}$  – коэффициенты интенсивности напряжений нормального отрыва и поперечного сдвига соответственно;  $\sigma_{ij}$  – компоненты тензора напряжений;  $\varepsilon_{zz}$  – деформация в направлении оси  $Oz$  (толщины тела). Напряжения  $T_{xx}$  и  $T_{zz}$  являются несингулярными компонентами объёмного поля напряжений у фронта трещины, действующими параллельно плоскости трещины в направлении осей  $Ox$  и  $Oz$ .



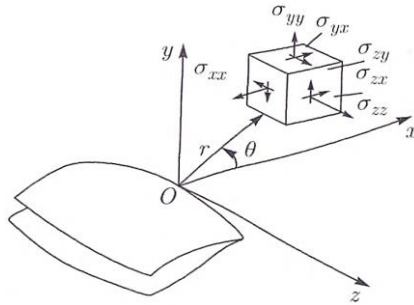


Рисунок 1 – Напряжённое состояние у фронта трёхмерной трещины

В случае тел конечных размеров с трещиной и различных схем нагружения для оценки  $T$ -напряжений вводится безразмерный параметр, так называемый параметр двухосности  $\beta$ .

$$\beta = T\sqrt{\pi a}/K. \quad (2)$$

Параметр  $\beta$  является функцией геометрии тела, схемы нагружения и размеров трещины. Использование параметра двухосности  $\beta$ , и схемы нагружения позволяет получить полное поле упругих напряжений у вершины трещины. В настоящее время параметр двухосности  $\beta$  табулирован или представляется в виде графиков для многих геометрий тел.

На рисунке 2 показана пластина с расположенной в центре наклонной трещиной, подверженной двухосному нагружению ( $0 \leq \lambda \leq 1$ ).

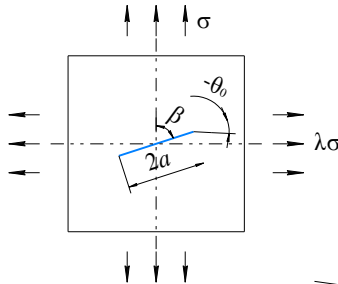


Рисунок 2 – Наклонная трещина при двухосном нагружении

Выражения для коэффициентов интенсивности напряжений  $K_I$  и  $K_{II}$  (для  $0 \leq \lambda \leq 1$ ):

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a}(\sin^2 \beta + \lambda \cos^2 \beta) \quad (3)$$

$$K_{II} = \sigma\sqrt{\pi a}[(1-\lambda)\sin \beta \cos \beta] \quad (4)$$

Для дальнейшего рассмотрения были выбраны два подхода по расчётному определению траектории роста трещин в условиях двухосного

напряжённого состояния: критерий максимальных растягивающих напряжений и критерий поворота трещины второго порядка.

Критерий максимальных растягивающих напряжений постулирует, что рост трещины будет происходить в направлении, перпендикулярном максимальному главному напряжению. Если трещина загружена в комбинированном режиме I и II, напряжения  $\sigma_\theta$  и  $\tau_{r\theta}$  на вершине трещины могут быть получены путем сложения напряжений, обусловленных отдельным режимом I и режимом II:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_\theta &= \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[ K_I \cos^2 \frac{\theta}{2} - \frac{3}{2} K_{II} \sin \theta \right] \\ \tau_{r\theta} &= \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[ K_I \sin \theta + K_{II} (3 \cos \theta - 1) \right] \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Напряжение  $\sigma_\theta$  будет главным напряжением, если  $\tau_{r\theta} = 0$ . Это имеет место для  $\theta = \theta_m$ , где  $\theta_m$  определяется из приравнивания второго уравнения (5) к нулю:

$$K_I \sin \theta_m + K_{II} (3 \cos \theta_m - 1) = 0 \quad (6)$$

Решение уравнения (6):

$$\theta_m = 2 \arctg \left[ (1 - \sqrt{1 + 8(K_{II}/K_I)^2 \operatorname{sgn} K_I}) / (4K_{II}/K_I) \right] \quad (7)$$

Критическое значение эффективного общего КИН определяется по формуле:

$$K_{Ic} = K_I \cos^3 \frac{\theta_m}{2} - 3K_{II} \cos^2 \frac{\theta_m}{2} \sin \frac{\theta_m}{2} \quad (8)$$

Критерий поворота трещины второго порядка постулирует что трещина будет распространяться в направлении максимального касательного напряжения, определённого на конкретном расстоянии в материале  $r_c$  вперёд от вершины трещины. Данный критерий совпадает с критерием максимальных растягивающих напряжений, но с учётом добавления несингулярного члена разложения из формулы (1) –  $T$ -напряжений.

Основное уравнение критерия поворота трещин второго порядка:

$$\frac{K_{II}}{K_I} = \frac{-2 \sin \frac{\Delta\theta_c}{2}}{(3 \cos \Delta\theta_c - 1)} \left[ \cos \frac{\Delta\theta_c}{2} - \frac{8T}{3K_I} \sqrt{2\pi r_c} \cos \Delta\theta_c \right]. \quad (9)$$

Согласно этому выражению, трещина может повернуть при достаточном  $T$ -напряжении даже если  $K_{II}=0$ . В данном случае, согласно

формуле (9), трещина стремится повернуть ( $\Delta\theta_c > 0$ ), только если удовлетворится неравенство:

$$r_c > r_0 = \frac{9}{128\pi} \left( \frac{K_I}{T} \right)^2. \quad (10)$$

Многие материалы, такие как металлы, обработанные давлением, являются фактически изотропно-упругими, но имеют доминирующее направление распространения трещин в результате способа обработки материала.

Обычно для катаных листовых и плиточных изделий сопротивление росту трещин максимальное поперёк направления прокатки ( $90^\circ$ ) и минимальное параллельно направлению прокатки ( $0^\circ$ ).

С учётом ортотропии разрушения формула (9) представляется в виде:

$$\bar{T} = \frac{\sin \Delta\theta_c + \frac{K_{II}}{K_I} (3 \cos \Delta\theta_c - 1) - 2\psi \left[ \frac{K_{II}}{K_I} \sin \Delta\theta_c - \frac{1}{3} (1 + \cos \Delta\theta_c) \right]}{\sin \left( \frac{\Delta\theta_c}{2} \right) (2 \cos \Delta\theta_c - \psi \sin \Delta\theta_c)}, \quad (11)$$

где

$$\psi = \frac{\beta \sin 2(\theta + \Delta\theta_c)}{1 + \beta \cos 2(\theta + \Delta\theta_c)} \quad \text{и} \quad \beta = \frac{\bar{K}_m^2 - 1}{\bar{K}_m^2 + 1} \quad (12)$$

**В параграфе 1.2**, по итогам исследований работ по энергетической концепции *R*-кривой, а также процедур её экспериментального получения и применения в расчётах остаточной прочности конструкций были сделаны следующие выводы:

– Оценка способности материала сопротивляться разрушению, а также расчёт значений нагрузки и прироста длины трещины, соответствующих той или иной стадии разрушения элемента конструкции, является важной задачей и должны осуществляться не только по величине  $K_c$ , но и по характеристике, которая количественно оценивает способность материала противостоять стабильному распространению трещины от момента начала её роста до окончательного разрушения *R*-кривой.

– Использование *R*-кривой для расчёта остаточной прочности не вызывает большой сложности, и её можно использовать на стадии проектирования.

– Метод *R*-кривых объективно лучше описывает процесс статического разрушения листов, панелей с трещинами (по сравнению с критерием  $K_c^y$ ), т.к. учитывает докритическое подрастание трещины в ходе

статического нагружения, что особенно важно при расчёте подкреплённых панелей.

**В параграфе 1.3**, по итогам обзора работ по исследованиям деградации материалов конструкции самолётов после длительной эксплуатации были сделаны следующие выводы:

– Опубликованные результаты отечественных и зарубежных экспериментальных исследований содержат противоречивые выводы об деградации прочностных свойств алюминиевых сплавов конструкции планера самолётов после длительной эксплуатации. В связи с этим исследование возможного ухудшения прочностных свойств материалов конструкции самолётов после длительной эксплуатации остаётся актуальной задачей.

**Во второй главе** приведена процедура и представлены результаты экспериментальных исследований трещиностойкости образцов типа двойной консольной балки (ДКБ) и крестообразных образцов в условиях двухосного напряжённого состояния.

**В параграфе 2.1** представлены результаты экспериментальных исследований трещиностойкости образцов типа ДКБ.

На рисунке 3 представлены: образец типа ДКБ в испытательной машине и фото образцов после испытаний.



Рисунок 3 – Образец ДКБ в испытательной машине и испытанные образцы ДКБ

Образцы типа ДКБ продемонстрировали способность обеспечения таких условий по напряжённому состоянию в вершине трещины, которые были бы сопоставимы с теми, что наблюдаются вблизи элементов жёсткости в гермофюзеляже, и достаточные для поворота трещины в изотропных материалах. Материал образцов – сплав 2024-Т3 (лист 2.0).

Были испытаны две партии образцов (по 8 шт.), имеющих разное направление проката LT (ДП) и TL (ПД). В каждой партии было три пары образцов (с тремя вариантами длин начальных надрезов  $a_n=40$  мм, 90 мм и

140 мм) для испытаний на статическую трещиностойкость и одна пара образцов ( $a_n=90$  мм) для испытаний на СРТУ.

Для предотвращения выпучивания образца во время испытаний использовалась специальная оснастка.

По итогам испытаний были сделаны следующие выводы:

- С увеличением длины начального надреза радиус поворота трещин уменьшается;
- При статическом нагружении радиус поворота трещины меньше, чем при усталостном нагружении;
- У образцов с прокаткой TL (надрез вдоль волокон материала) радиус поворота трещины больше, чем у аналогичных образцов с прокаткой LT (надрез поперёк волокон материала).

**В параграфе 2.2** представлены расчётные исследования поворота трещин в образцах ДКБ.

При расчёте поворота трещин в образцах ДКБ были использованы подходы критерия поворота трещин второго порядка с учётом ортотропии разрушения (влияния прокатки материала). Кроме того, было принято, т.к. имеет место симметричный случай нагружения образца, то  $K_{II} = 0$ .

На рисунке 4 представлено сравнение расчётных и экспериментальных траекторий отклонения трещин.

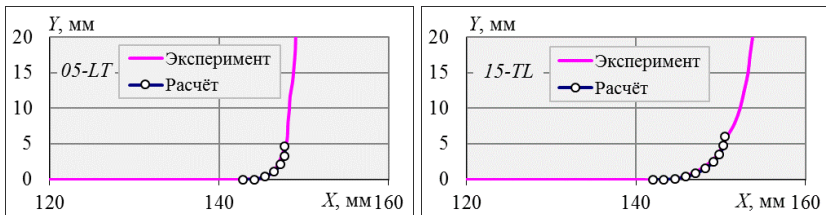


Рисунок 4 – Сравнение расчётных и экспериментальных траекторий трещин в образцах ДКБ с длиной надреза  $a_n \approx 141$  мм

По итогам проведения верификации подходов критерия поворота трещин второго порядка на образцах ДКБ были сделаны следующие основные выводы:

– Расчёт траекторий роста трещин с использованием формул рассмотренного критерия поворота трещин второго порядка оказался возможен только для образцов ДКБ с длиной надреза  $a_n \approx 141$  мм.

– Для возможности расчётного определения траектории отклонения трещины на образцах ДКБ с длинами надрезов  $a_n \approx 40 - 90$  мм, рекомендуется принимать в формуле (11) отношение  $K_{II}/K_I = 0.0075 \div 0.015$ . Появление небольших величин  $K_{II}$  в конце начального надреза может быть объяснено геометрическими неровностями.

**В параграфе 2.2** представлены результаты экспериментальных исследований трещиностойкости на крестообразных образцах в условиях двухосного напряжённого состояния.

На рисунке 5 представлен эскиз крестообразного образца и фотография крестообразного образца в испытательной машине после испытаний. Материал образцов – алюминиевый сплав 2024-T3 (лист 2.0).

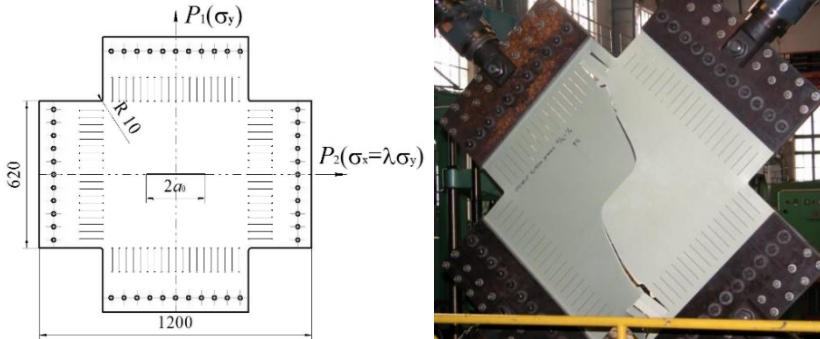


Рисунок 5 – Эскиз крестообразного образца и испытанный крестообразный образец

На некоторых образцах были приклеены стопперы трещин. Стопперы трещин имели несколько значений площадей поперечных сечений. Всего на трещиностойкость было испытано 26 шт. крестообразных образцов: 8 шт. – на циклическую трещиностойкость при усталостном нагружении; 18 шт. – на статическую трещиностойкость.

По итогам испытаний были сделаны следующие основные выводы:

- Трещины на всех образцах с прокаткой LT повернули более резко, чем на аналогичных образцах с прокаткой TL.
- Длительность роста трещин до разрушения у образцов с прокаткой TL примерно в 1.6 раз выше длительности роста трещин до разрушения образцов с прокаткой LT.
- С увеличением нагрузки параллельной трещине, радиус поворота трещины уменьшается (трещина поворачивает более резко).
- При статическом нагружении трещина начинает поворачивать при соотношении нагрузок  $\lambda=1.5$ .
- По мере увеличения нагрузки параллельной трещине  $\sigma_2$  до соотношения  $\sigma_1/\sigma_2=1/1$ , остаточная прочность увеличивается. При дальнейшем увеличении нагрузки параллельной трещине  $\sigma_2$ , трещина начинает поворачивать, и остаточная прочность уменьшается.

**В параграфе 2.4** представлены расчётные исследования поворота трещин в крестообразных образцах.

При расчёте поворота трещин в крестообразных образцах были использованы подходы критерия поворота трещин второго порядка с учётом ортотропии разрушения (влияния прокатки материала).

Для расчёта траектории поворота выполнялась замена реальной криволинейной траектории роста трещины (рисунок б), которая складывается из отрезков  $2a_0, 2\Delta a_1, 2\Delta a_2, \dots$ , на эквивалентную прямолинейную –  $2a_0, 2a_1, 2a_2, \dots$ , имеющую соответствующий угол отклонения  $\theta_i$ .

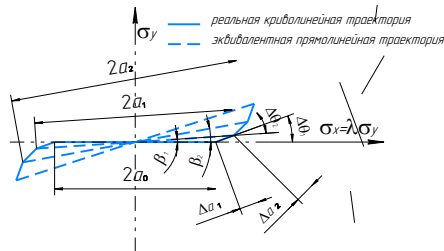


Рисунок б. Схема замены реальной криволинейной траектории роста трещины на эквивалентную прямолинейную

Процедура расчёта траектории роста трещин в крестообразных образцах.

1. Определяем  $K_I$  и  $K_{II}$  по формулам (3) и (4), причём, как и в случае с расчётом траекторий трещин в образцах ДКБ, в качестве начальных условий нельзя принимать соотношение  $K_{II}/K_I = 0$ . Для полудлины трещины  $a_n = 75$  мм, рекомендуется принимать  $K_{II}/K_I = 0.012$ .
2. Определяем угол отклонения  $\theta_m$  в зависимости от соотношения  $K_{II}/K_I$  по формуле (11).
3. Определяем новые координаты вершины трещины с учётом шага подрастания трещины  $\Delta a_i$ . Для статического нагружения принимается  $\Delta a_i = r_c$  (для 2024-Т3  $r_c \approx 1.3$  мм). Для усталостного роста трещины величина  $r_c$  будет порядка приращения роста трещины за один цикл нагружения  $da/dN$ .
4. Определяем новые координаты вершины трещины с учётом шага подрастания трещины  $\Delta a_i$ .
5. В соответствии с новыми координатами вершины трещины определяем новый угол расположения эквивалентной трещины  $\beta_i$ .
6. Повторяем расчёт с п. 1.

На рисунке 7 представлено сравнение расчётных и экспериментальных траекторий роста трещин в крестообразных образцах.

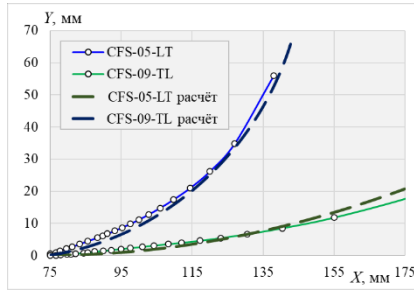


Рисунок 7 – Сравнение расчётных и экспериментальных траекторий трещин в крестообразных образцах с разной прокаткой

**В параграфе 2.5** представлены рекомендации по расчёту трещиностойкости тонкостенных конструкций с учётом возможного изменения траектории роста трещин.

**В параграфе 2.6** представлены основные выводы по расчётному определению траектории роста трещин в образцах ДКБ и крестообразных образцах.

**Третья глава** посвящена обработке метода получения  $R$ -кривой в качестве расчётной характеристики статической трещиностойкости материалов в условиях плоского напряжённого состояния

**В параграфе 3.1** представлен пример расчёта остаточной прочности подкреплённой панели и неподкреплённого листа по методу  $R$ -кривой и методу  $K_c^y$ . На примере показано, что метод расчёта остаточной прочности с использованием  $R$ -кривой более точен, так как учитывает стабильное подрастание трещины под действием статической нагрузки и позволяет более точно определить критический элемент конструкции.

**В параграфе 3.2** приведено сравнение процедур экспериментального определения  $R$ -кривых, описанных в отечественном и зарубежном стандартах. В табличном виде представлены основные отличия стандартов ОСТ 1 92122 и ASTM E 561. Приведены рекомендации по гармонизации рассмотренных стандартов.

**В параграфе 3.3** рассмотрены особенности расчётной обработки экспериментальных данных при определении  $R$ -кривых по рекомендациям стандартов ОСТ 1 92122 и ASTM E 561.

**В параграфе 3.4** представлена процедура расчётного определения вязкости разрушения стандартных образцов с центральной трещиной (ЦТ) различной ширины по параметрам  $R$ -кривой.



На первом этапе  $K_R$ -кривую описываем в виде:

$$K_R = \exp \left[ A_0 + A_1 \ln(a - a_0) + A_2 (\ln(a - a_0))^2 \right],$$

где  $A_0, A_1, A_2$  – коэффициенты регрессии.

Для образца типа ЦТ формула для определения КИН имеет вид:

$$K_G = \sigma \sqrt{\pi a \sec(\pi a/W)}.$$

В точке касания  $K_R$ -кривой и  $K_G$ -кривой ( $\partial K_G / \partial a = \partial K_R / \partial a$ ) получим:

$$\frac{1}{a_c - a_0} [A_1 + 2A_2 \ln(a_c - a_0)] = \frac{1}{2a_c} \left[ 1 + \frac{\pi a_c}{W} \operatorname{tg} \left( \frac{\pi a_c}{W} \right) \right].$$

Используя полученное равенство можно получить значение критической длины трещины  $a_c$  и подставив его в выражение для  $K_R$  определить  $K_c$ .

При определении критического условного КИН  $K_c^y$  используется начальная длина трещины  $a_0$ . Значение  $K_c^y$  можно получить по формуле:

$$K_c^y = K_c \sqrt{a_0 \cos(\pi a_c/W) / a_c \cos(\pi a_0/W)}.$$

На рисунке 8 для примера представлена зависимость расчётных и экспериментальных значения  $K_c^y$  от ширины образцов ЦТ, а также степенная зависимость из Справочника для материала 1163АТВ (лист 1.5).

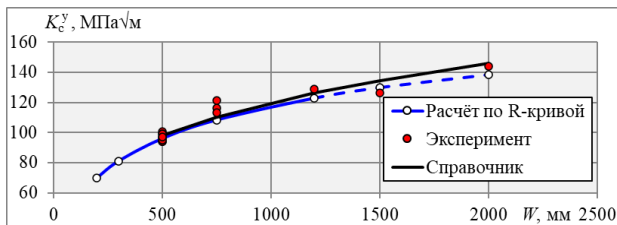


Рисунок 8 – Зависимость расчётных и экспериментальных значения  $K_c^y$  от ширины образцов ЦТ

**В параграфе 3.5** представлен метод определения  $R$ -кривой в качестве расчётной характеристики статической трещиностойкости при плоском напряжённом состоянии.

Для определения расчётной  $R$ -кривой минимальная выборка для одного направления вырезки образцов должна быть сформирована из результатов испытаний не менее трёх образцов от каждого из трёх или более экземпляров полуфабрикатов, принадлежащих разным плавкам.

Процедура определения расчётной  $R$ -кривой состоит из двух этапов:

1. Построение средней  $R$ -кривой по совокупности экспериментальных  $R$ -кривых.
2. Расчёт редуционных коэффициентов.

### Получение средней $R$ -кривой.

По результатам испытаний каждого образца строят экспериментальные  $R$ -кривые. Каждая экспериментальная  $R$ -кривая оптимизируется следующим образом:

1. Для каждой точки  $R$ -кривой вычисляется поправка на пластичность  $r_y$  и определяется физическое приращение длины трещины  $\Delta a_{\text{физ}}$  по формулам (13).

$$r_y = K_R^2 / (2\pi\sigma_{0.2}^2), \quad \Delta a_{\text{физ}} = \Delta a_{\text{эфф}} - r_y \quad (13)$$

2. Для дальнейшей оптимизации, экспериментальные данные каждой  $R$ -кривой представляем в виде зависимости  $\Delta a_{\text{физ}}$  от  $K_R$  и аппроксимируем степенной функцией (14).

$$\Delta a_{\text{физ}} = CK_R^m. \quad (14)$$

3 Оптимизация  $R$ -кривой заключается в её перемещении относительно оси приращения физической длины трещины  $\Delta a_{\text{физ}}$  в такое положение, при котором сумма квадратов разностей приращений физической длины трещины экспериментальной  $R$ -кривой и приращений физической длины трещины, рассчитанных по аппроксимирующей степенной функции будет минимальной.

Данную процедуру оптимизации делаем с каждой экспериментальной  $R$ -кривой. Далее все оптимизированные  $R$ -кривые наносим на один общий график и определяем параметры общей степенной аппроксимации для всех рассматриваемых  $R$ -кривых.

При определении средней  $R$ -кривой параметр  $K_c$  определяется как:

$$\bar{K}_c = \sum_{i=1}^n K_{ci} / n, \quad (15)$$

где  $n$  – количество образцов.

Для построения средней  $R$ -кривой задаём ряд значений  $K_R$ . По формуле (14) определяем значения подрастаний физической длины трещины, используя параметры  $C$  и  $m$ . По формулам (13) вычисляем поправки на пластичность и приращение эффективной длины трещины.

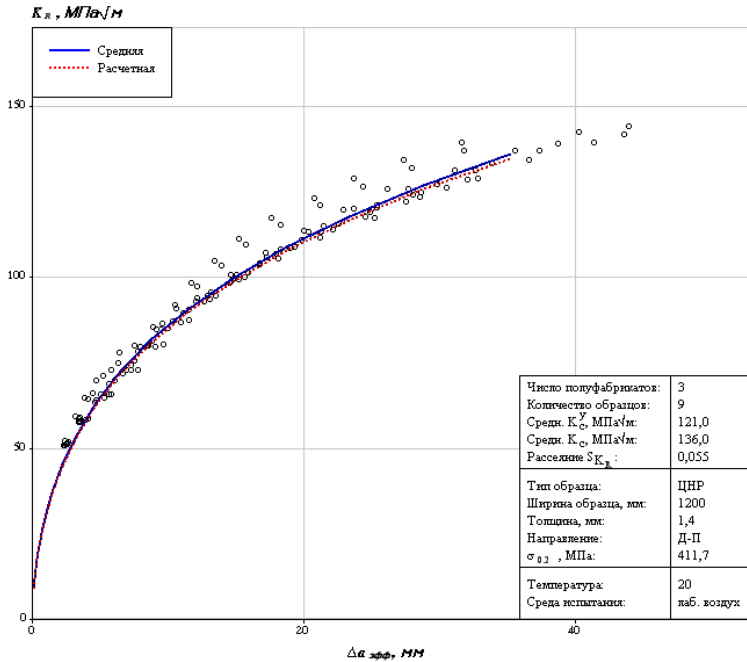
### Получение расчётной $R$ -кривой.

В случае недостаточного объёма экспериментальных данных в качестве расчётной  $R$ -кривой принимается кривая, полученная делением текущих значений  $K_R$  средней  $R$ -кривой на редуциционный коэффициент  $k_{vR}$ .

При превышении типичного значения рассеяния в качестве расчётной  $R$ -кривой принимается кривая, полученная делением текущих значений  $K_R$  средней  $R$ -кривой на редуциционный коэффициент  $k_{sR}$ .

$$k_{\Sigma} = k_v \times k_s.$$

На рисунке 9 представлен пример представления расчётной R-кривой в виде справочного листа.



Средняя и расчетная R-кривые

$K_{R \text{ средн}}$ (МПа√м)	$\Delta a_{\text{эфф}}$ (мм)	$K_{R \text{ расчет}}$ (МПа√м)
9,07	0,08	8,99
18,13	0,32	17,97
27,20	0,73	26,96
36,27	1,34	35,94
45,33	2,19	44,93
54,40	3,30	53,92
63,47	4,73	62,90
72,53	6,53	71,89
81,60	8,75	80,87
90,67	11,46	89,86
99,73	14,75	98,85
108,80	18,68	107,83
117,87	23,34	116,82
126,93	28,83	125,80
136,00	35,23	134,79

Формула получения средней R-кривой

$$\Delta a_{\text{эфф}} = C(K_{R \text{ средн}})^m + \frac{1}{2\pi} \left( \frac{K_{R \text{ средн}}}{\sigma_{0.2}} \right)^2$$

Параметры уравнения

C	m
1,076E-007	3,853

Рекомендуемые редуцированные коэффициенты

$k_1$ (рассеяние)	1,01
$k_2$ (число полуобразцов)	1,00
$k_S$ (суммарный)	1,01

Примечание : Испытания проведены с устранением выпучивания

Рисунок 8 – Пример представления расчётной R-кривой в виде справочных листов

**В четвертой главе** представлены результаты экспериментальных исследований по оценке влияния длительной эксплуатации самолётов на характеристики усталости, трещиностойкости и механические свойства материалов конструкции фюзеляжа и крыла 4-рёх транспортных самолётов, имеющих сроки службы 28, 44, 45 и 48 лет (далее в тексте самолёты будут обозначены № 28, № 44, № 45 и № 48).

**В параграфе 4.2** представлены результаты экспериментальных исследований деградации.

По результатам экспериментальных исследований получено:

– КДР образцов из обшивки нижней поверхности крыла самолёта № 45 из материала Д16АТ (лист 5 мм), при  $\Delta K = 100$  кгс/мм<sup>3/2</sup> располагается выше **в 1.86 раз** КДР образцов из листов со склада.

– КДР образцов из обшивки нижней поверхности крыла самолёта № 48 из материала Д16АТ (лист 3-5 мм), в диапазоне  $\Delta K = 35 - 100$  кгс/мм<sup>3/2</sup> располагается выше **в 1.16 раз** КДР образцов из листов со склада.

По результатам экспериментальных исследований СРТУ материала В93Т1 (поковка) стыкового профиля верхних панелей крыла и центроплана самолёта № 44 получены более высокие (**в 1.14 раз**) значения СРТУ по сравнению со справочными данными.

**В заключении** приведены основные выводы по работе и важнейшие результаты проведённых исследований.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

В диссертационной работе решены важные практические задачи по: разработке и верификации метода расчёта поворота трещин в тонкостенных конструкциях в условиях двухосного напряжённого состояния включая рекомендации по расчёту трещиностойкости (длительности роста трещин и остаточной прочности) тонкостенных конструкций с учётом отклонения трещин; разработке метода получения расчётной  $R$ -кривой для её включения в Справочник расчётных характеристик авиационных материалов; разработке метода расчётного определения вязкости разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины по параметрам  $R$ -кривой; оценке деградации основных прочностных характеристик материалов вырезанных из конструкции планеров списанных самолётов после длительной эксплуатации.

Основные результаты диссертационной работы формулируются следующим образом:

1. Разработанный метод учёта влияния двухосного напряжённого состояния тонкостенных конструкций на поворот трещин, а также рекомендации по учёту влияния отклонения траектории трещин на длительность их развития и на остаточную прочность, позволят более точно оценивать эксплуатационную живучесть самолётных конструкций.

2. Разработанный метод получения расчётной  $R$ -кривой, а также формат представления  $R$ -кривых в Справочнике, позволит более широко применять  $R$  кривые для расчётных исследований трещиностойкости конструкций, тем самым повысить точность и информативность проводимых расчётных исследований живучести.

3. Разработанный метод расчётного определения вязкости разрушения  $K_c^y$  для плоских образцов различной ширины по параметрам  $R$ -кривой, после его верификации на статистически обоснованном объёме накопленных экспериментальных данных, позволит отказаться от проведения испытаний на трещиностойкость плоских образцов малой ширины (200 – 750 мм), что существенно сократит объём проводимых испытаний в рамках специальной квалификации.

4. Проведённые экспериментальные исследования и оценка деградации основных прочностных характеристик материалов образцов вырезанных из конструкции планеров списанных самолётов после длительной эксплуатации (срок службы 28, 44, 45 и 48 лет), будут учитываться при продлении ресурсов, а также при уточнении периодичности осмотров планеров длительно эксплуатируемых самолётов.

## СПИСОК ОСНОВНЫХ ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

### Публикации в изданиях, входящих в перечень ВАК:

1. Кулемин А.В., Нестеренко Б.Г., Нестеренко Г.И., Шмидт Г.Ю. Экспериментальное исследование поворота трещин // Проблемы машиностроения и надёжности машин. 2006. № 6. С. 90-96.
2. Кулемин А. В., Березин А.В., Нестеренко Б.Г., Нестеренко Г.И. Поворот трещин // Научный вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика, прочность, поддержание лётной годности ВС, № 130, 2008 г. С. 26-33.
3. Березин А.В., Жиркевич В.Ю., Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Нестеренко Б.Г., Клемяшов А.Г. Обоснование безопасности эксплуатации конструкций фюзеляжей с многоочаговыми трещинами // Проблемы машиностроения и автоматизации, № 1, 2018 г. С. 69-86.
4. Нестеренко Г.И., Кулемин А.В., Ким А.С., Басов В.Н., Нестеренко Б.Г. Сравнительное исследование характеристик современных алюминиевых сплавов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов, № 7. Том 85. 2019 г. С. 50-55.

### Публикации в других изданиях:

1. Кулемин А.В. «Оценка методики расчета поворота трещин», Сборник статей, Труды ЦАГИ, вып. № 2675, 2007 г., С. 323-329.
2. Кулемин А.В. «Оценка методики расчета поворота трещин», Годовой научно-технический отчёт, 2006 г. С. 389-392.
3. Berezin A.V., Kulemin A.V., Nesterenko B.G., Nesterenko G.I., Estimation of crack turn phenomenon, Материалы международной конференции ICAS 2008, Anchorage, Alaska, USA, 14-19 september 2008 г.
4. Нестеренко Г.И., Кулемин А.В., Син В.М., Щербань К.С., Экспериментальные исследования остаточной прочности герметических фюзеляжей, Годовой научно-технический отчёт, 2009 г., С. 518-523.
5. Кулемин А.В., Расчет траектории поворота трещины в крестообразном образце, Годовой научно-технический отчёт, 2009 г., С. 532-535.
6. Глаговский А.А., Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Экспериментальные определения кривых сопротивления распространению трещины (R-кривых) для листов из сплава 1163РДТВ, Годовой научно-технический отчёт, 2010 г., С. 499-501.
7. Басов В.Н., Ким А.С., Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Экспериментальные исследования прочности, усталости и скорости

- роста трещин в листах из сплава 1977, 1163РДТВ и В95пчТ2, Годовой научно-технический отчёт, 2010 г., С. 505-508.
8. Ким А.С., Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Разработка методики расчета остаточной прочности с использованием R-кривой и ее апробация на базе экспериментальных данных натуральных конструкций, Годовой научно-технический отчёт, 2011 г., С. 505-508.
  9. Кулемин А.В., Ким А.С., Оценка влияния учёта стабильного подрастания трещины на точность расчета остаточной прочности подкрепленной панели, Годовой научно-технический отчёт, 2012 г., С. 452-454.
  10. Кулемин А.В., Ким А.С., Особенности расчета остаточной прочности подкрепленных конструкций с использованием R-кривых, Труды ЦАГИ, вып. 2725, 2013 г., С. 126-131.
  11. Кулемин А.В., Гулевский И.В., Осипачева И.Н., Син В.М., Чикучинов В.В., Экспериментальные исследования живучести конструкции планера широкофюзеляжного самолета Ил-96-400, Труды ЦАГИ, вып. 2725, 2013 г., С. 193-200.
  12. Кулемин А.В., Расчётное определение вязкости разрушения, Годовой научно-технический отчёт, 2015 г., С. 483-485.
  13. Березин А.В., Жиркевич В.Ю., Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Исследование двух фаз усталостного разрушения в условиях многоочагового повреждения, Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения. Сборник статей, РАН, ЦАГИ, 2016 г., С. 303-311.
  14. Кулемин А.В., Ким А.С., Нестеренко Г.И., Экспериментальное исследование деградации свойств материала В93Т1 (поковка), Годовой научно-технический отчёт, 2017 г., С. 483-485.
  15. Березин А.В., Жиркевич В.Ю., Королева М.К., Клемяшов А.Г., Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Нестеренко Б.Г., Дельбирдиева О.А., Обоснование безопасности эксплуатации конструкций фюзеляжей, поврежденных многоочаговыми трещинами, Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения. Сборник статей, РАН, ЦАГИ, 2019 г. (том 2), С. 349-360.
  16. Кулемин А.В., Ким А.С., Нестеренко Г.И., Экспериментальное исследование влияния длительной эксплуатации самолётов на прочностные характеристики материалов, Годовой научно-технический отчёт, 2018 г., С. 413-415.
  17. Кулемин А.В., Нестеренко Г.И., Стойда Ю.М., Коновалов В.В., Каракешишев В.А., Экспериментальное исследование влияния

усталостного нагружения на развитие коррозионных расслоений в стыковочном профиле крыла транспортного самолёта, Годовой научно-технический отчёт, 2018 г., С. 417-419.

18. Свиридов А.А, Калинин А.Г., Кулемин А.В., Басов В.Н., Ким А.С., Исследование свойств современных авиационных материалов, Годовой научно-технический отчёт, 2018 г., С. 419-420
19. А.В. Кулемин, А.С. Ким, Г.И. Нестеренко, В.В. Коновалов, Влияние длительной эксплуатации самолётов на прочностные характеристики алюминиевых сплавов Д16АТ и Д16АТВ, Годовой научно-технический отчёт, 2019 г.
20. А.В. Кулемин, А.С. Ким, Г.И. Нестеренко, В.В. Коновалов, Влияние длительной эксплуатации самолётов на прочностные характеристики алюминиевых сплавов Д16АТ и Д16АТВ, Годовой научно-технический отчёт, 2019 г.