

На правах рукописи

ГОЦЕЛЮК ТАТЬЯНА БОРИСОВНА

**ИССЛЕДОВАНИЕ РОСТА НЕСКВОЗНЫХ ТРЕЩИН
В ЭЛЕМЕНТАХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

05.07.03 – прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

А в т о р е ф е р а т
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Новосибирск – 2010

Работа выполнена в Государственном образовательном учреждении
высшего профессионального образования
«Новосибирский государственный технический университет»
и в Федеральном государственном унитарном предприятии
«Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Матвеев
Константин Александрович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, доцент
Тихомиров
Виктор Михайлович

кандидат технических наук, доцент
Веричев
Станислав Николаевич

Ведущая организация: ОАО «Туполев», г. Москва

Защита диссертации состоится "17" июня 2010 г. В 14⁰⁰ на заседании диссертационного совета Д 212.173.13 при Новосибирском государственном техническом университете по адресу: 630092, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20

Автореферат разослан 17 мая 2010 г.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Новосибирского государственного технического университета

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат технических наук, доцент

Иванцовский В.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации. Действующие нормы летной годности, приведенные в АП-25, допускают эксплуатацию транспортных самолетов при наличии растущих усталостных трещин в силовых элементах конструкции. Безопасность полетов в этом случае обеспечивается по принципу «допустимости повреждения», согласно которому конструкция с трещиной в силовом элементе должна сохранять несущую способность при однократном воздействии максимальной эксплуатационной нагрузки, а длительность роста трещины от момента зарождения и до критической длины должна быть как минимум в два раза больше, чем интервал между осмотрами. В связи с этим актуальным является анализ поведения конструкции с усталостными трещинами: расчетные оценки их критических размеров и скорости роста трещин.

К наиболее трудным для анализа трещинам относятся поверхностные трещины. Оценка остаточной долговечности элементов конструкций, содержащих подобного рода дефекты, основывается на методах линейной механики разрушения с использованием характеристик трещиностойкости материалов, полученных на стандартных образцах. Практическое использование такого подхода для прогнозирования развития трещин в элементах конструкций со сложной геометрией и сложным характером нагружения наталкивается на проблему расчетной оценки коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) и проблеме выбора характеристик трещиностойкости материала деталей.

Расчет КИН в реальных конструктивных элементах остается сложной задачей, особенно для трехмерных тел. Как правило, используют технику комбинирования и (или) суперпозиции типовых решений, чтобы учесть особенности геометрии и граничные условия задачи. Такой подход реализован в отечественной автоматизированной системе расчета живучести авиационных конструкций «Алтай». Однако, несмотря на обширные библиотеки типовых решений, не всегда удается получить необходимую точность расчета КИН.

Проблема выбора характеристик трещиностойкости материала деталей связана с вопросом о правомерности переноса характеристик, полученных в эксперименте на образцах при стандартных условиях нагружения и разрушении по форме отрыва, на реальную деталь. После серии технологических воздействий в процессе изготовления детали характеристики трещиностойкости материала детали могут отличаться от характеристик материала образца, при этом деталь может работать в сложных условиях нагружения (комбинация форм отрыва, поперечного и продольного сдвига).

Отмеченные проблемы актуальны в первую очередь для таких элементов авиационных конструкций как шасси и механизация крыла. Это высоконагруженные элементы сложной формы, изготавливаемые из штамповок и поковок. Низкую надежность расчетных методов оценки длительности роста трещин в этих элементах на практике компенсируют увеличением запаса прочности, что приводит к увеличению веса и габаритов элементов. Поэтому совершенствованные методики расчета остаточной долговечности массивных элементов авиаци-

онных конструкций, содержащих несквозные трещины, существенно повышающее надежность расчетных прогнозов является актуальным.

Диссертационная работа выполнена в рамках планов научно-исследовательских работ, проведенных в ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» в 2005, 2007, 2009 годах, при поддержке гранта РНП 2.1.2.2676 «Развитие научного потенциала высшей школы 2006 – 2008 гг.», гранта РНП 2.1.2.1051 «Развитие научного потенциала высшей школы 2009 – 2010 гг.».

Целью работы является повышение точности расчетных оценок остаточной долговечности типовых элементов авиационных конструкций, содержащих дефекты в виде несквозных трещин. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

- разработать алгоритм и программный модуль автоматического создания сетки сингулярных элементов на базе *ANSYS* для расчета КИН методом конечных элементов вдоль фронта несквозных трещин в элементах авиационных конструкций. Исследовать сходимость результатов, полученных с помощью разработанного модуля;
- провести экспериментальное исследование формы фронта и кинетики развития поверхностных трещин в натуральных элементах механизации крыла самолета;
- определить характеристики циклической трещиностойкости материала деталей по результатам испытаний натуральных деталей и стандартных образцов;
- провести численное исследование зависимости КИН от геометрических параметров деталей и условий нагружения.

Методы исследования. В основе проведенных исследований лежит численное моделирование решаемых задач на базе МКЭ с применением сингулярных КЭ, обусловленных наличием фронта трещины. Наряду с численным моделированием применяются экспериментальные методы исследования характеристик роста трещин в натуральных элементах конструкций и методы определения характеристик трещиностойкости материала в соответствии с ГОСТ 25.506-85 и РД 50-345-82.

Научная новизна работы определяется следующими полученными результатами:

- решена задача расчета КИН с помощью МКЭ вдоль фронта несквозной трещины, имеющей эллиптическую форму, в деталях со сложной геометрической формой;
- получены характеристики роста несквозных усталостных трещин в натуральных элементах механизации крыла;
- предложено использовать для расчета длительности роста трещин в натуральных элементах характеристики трещиностойкости, полученные обработкой данных о росте трещин в деталях-прототипах или образцах, изготовленных по той же технологии, что и исследуемый элемент;

Достоверность результатов проведенных исследований основывается на использовании соотношений линейной механики разрушения и подтверждается

тестированием по известным результатам расчетов и экспериментальным исследованиям, проведенным в ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина».

Практическая значимость работы:

- разработанный алгоритм создания сеток сингулярных элементов реализован в виде программного модуля для конечно-элементного комплекса *ANSYS* и позволяет существенно снизить трудоемкость при расчете параметров разрушения для деталей сложной формы;
- предложенные меры по повышению точности расчета длительности роста несквозных трещин позволят прогнозировать длительность роста трещин и установить сроки межремонтных осмотров элементов механизации крыла самолетов.

На защиту выносятся:

- усовершенствованная методика расчета трехмерных элементов конструкций летательных аппаратов с несквозными трещинами, имеющими эллиптическую форму;
- результаты экспериментального исследования развития усталостных трещин в натуральных элементах механизации крыла и конструктивно-подобных образцах и способ определения расчетных характеристик трещиностойкости материала по этим данным;
- результаты численного исследования влияния конструктивно-технологических факторов на параметры разрушения (КИН) типовых элементов конструкций.

Апробация работы. Основные результаты, представленные в диссертационной работе, докладывались и обсуждались на XIX Всероссийской конференции «Численные методы решения задач теории упругости и пластичности» (г. Бийск, 2005), XII Международном симпозиуме «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» (г. Москва, 2006), Школе-семинаре «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов» (г. Новосибирск, 2006, 2010), IX Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике (г. Нижний Новгород, 2006), Всероссийской конференции «Деформирование и разрушение структурно-неоднородных сред и конструкций» (г. Новосибирск, 2006), а также на Всероссийской научно-технической конференции «Наука. Промышленность. Оборона» (г. Новосибирск, 2005, 2006, 2007, 2010).

Публикации. По материалам диссертации опубликовано 10 печатных работ. В журналах, входящих в перечень изданий, рекомендованных ВАК РФ, опубликовано 3 статьи, из них 1 по направлению авиационная техника, 7 – в сборниках научных трудов Всероссийских научных конференций, съездов и симпозиумов.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованной литературы из 144 наименований и приложения. Диссертация изложена на 164 страницах основного текста, в том числе 102 рисунка и 13 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы. Сделан краткий обзор работ, посвященных аналитическим и численным методам определения КИН, а также исследованиям роста усталостных трещин. Отмечается большой вклад в развитие механики разрушения, аналитических и численных методов определения КИН и исследования законов распространения трещин А.Е. Андрейкива, С. Атлури, М.Х. Ахметзянова, В.В. Болотина, Д. Брокера, В.А. Вайнштока, И.В. Варфоломеева, А. Грина, Р. Заха, Дж. Р. Ирвина, А. Кобаяси, В.Н. Максименко, Е.М. Морозова, Н.Ф. Морозова, Г.И. Нестеренко, Дж. Ньюмена, Е.О. Орована, В.В. Панасюка, П. Париса, В.З. Партон, И. Раджу, Дж. Райса, Дж. Сиха, Дж.Н. Снеддона, В.М. Тихомирова, В.Т. Трощенко, Р. Формана, Е. Уолкера, Г.П. Черепанова, Ф. Эрдогана, Я. Ямамото, С.Я. Яремы и др. Сформулированы основные цели и задачи исследования, приведены основные положения, выносимые на защиту. Отмечается новизна полученных результатов и их практическая значимость. Кратко изложено содержание диссертации по главам.

В первой главе приведены основные положения теории хрупкого разрушения. Описаны основные критерии разрушения твердых тел при наличии трещин.

Вторая глава посвящена расчетной оценке КИН в трехмерных задачах механики разрушения на основе МКЭ. Проводится разработка алгоритма генерации сетки конечных элементов (КЭ) вдоль фронта поверхностной трещины и исследование сходимости результатов, получаемых с его помощью.

Область вдоль фронта трещины разбивается на специальные элементы, моделирующие сингулярность напряжений. Это КЭ 2-го порядка со сдвинутыми на $\frac{1}{4}$ длины ребра средними узлами (сингулярные элементы). Для автоматизации процесса создания сетки КЭ разработан алгоритм, по которому на языке параметрического программирования *ANSYS (APDL)* написан программный модуль, позволяющий автоматически создавать сингулярные элементы в области фронта трещины, имеющей эллиптическую форму.

Вдоль фронта трещины выделяется область для создания сингулярных элементов. На линии фронта трещины и на поверхности, ограничивающей выделенную область, создаются вспомогательные элементы, узлы которых лежат в плоскостях, перпендикулярных фронту трещины. Выполнение данного условия необходимо в связи с принятым методом определения КИН – метод узловых перемещений. Соотношения для определения КИН данным методом записаны в предположении, что система координат у фронта трещины определена следующим образом: ось x перпендикулярна фронту трещины, а ось y перпендикулярна поверхности трещины. Координаты узлов полученных элементов используются для создания срединного узла, сдвинутого на $\frac{1}{4}$ длины ребра элемента от фронта трещины. На основе созданных узлов формируется сетка сингулярных элементов вдоль фронта трещины.

Разработанный алгоритм был проверен решением ряда тестовых задач. По фронту двух угловых трещин, выходящих на поверхность отверстия в пла-

стине конечной ширины и высоты находящейся под действием растягивающей нагрузки (рис. 1) определено распределение K_I (рис. 2). Для поверхностной полуэллиптической трещины в пластине конечной ширины и высоты находящейся под действием растягивающей нагрузки (рис. 3) вычислены значения K_I вдоль фронта трещины (рис. 4). Погрешность (ε , %) вычисленных значений КИН по сравнению с данными, представленными в справочнике Ю. Мураками, приведена на рис. 2, 4. Здесь φ – параметрический угол, который отсчитывается от поверхности пластины. Исследование было проведено для различных соотношений глубины и длины трещины.

Решена задача расчета K_I вдоль фронта угловой трещины в проушине (рис. 5), нагруженной через штифт силой $P = 3570$ кгс. Трещина в проушине была принята четвертькруговой $a = b = 2,54$ мм (рис. 5).

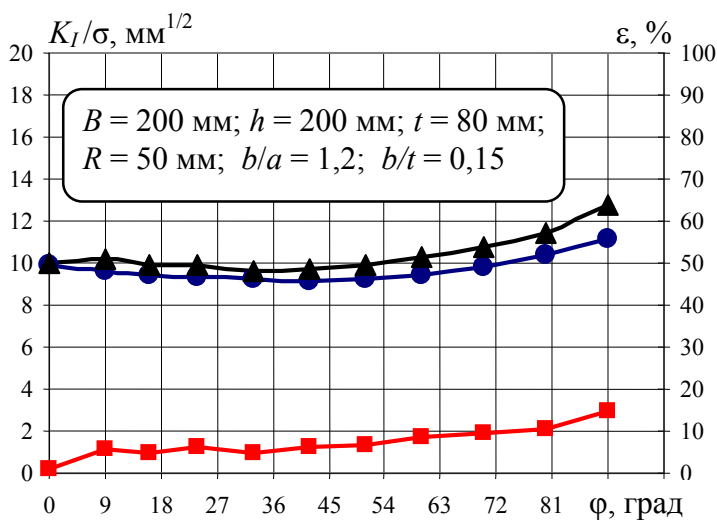
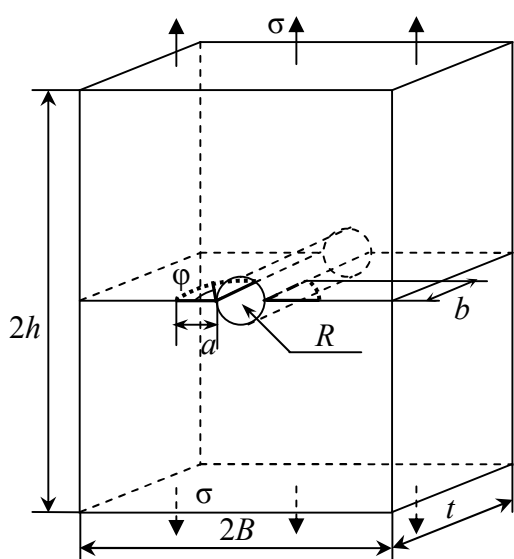


Рис. 2. Распределение K_I вдоль фронта трещины:

Рис. 1. Эскиз пластины —●— справочные данные; —▲— МКЭ; —■— погрешность

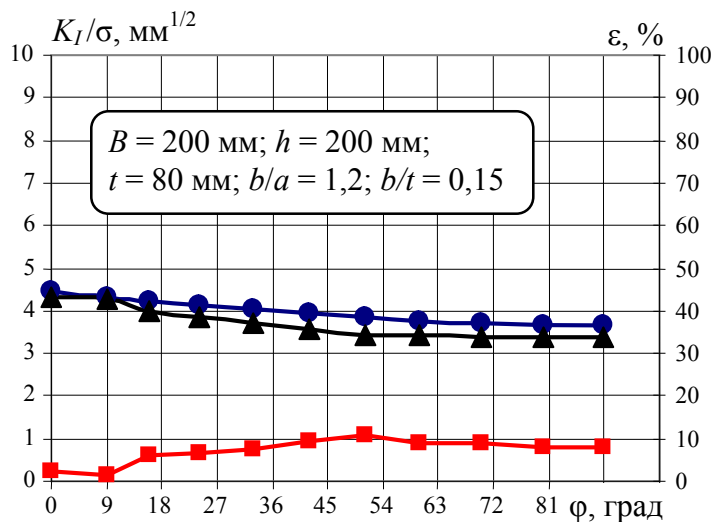
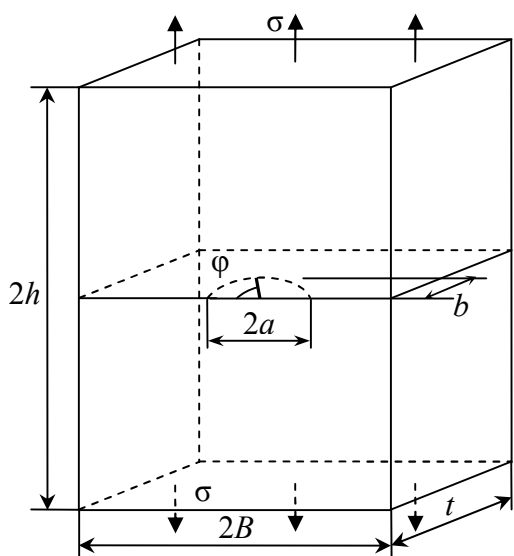


Рис. 4. Распределение K_I вдоль фронта трещины:

Рис. 3. Эскиз пластины —●— справочные данные; —▲— МКЭ; —■— погрешность

Проведено сравнение результатов расчета КИН для проушины с известными экспериментальными и численными результатами, полученными другими методами (таблица). Погрешность КИН, вычисленных с помощью МКЭ (*ANSYS*), составила 12,3% по сравнению с экспериментом, что сопоставимо с численными результатами, полученными другими методами: *BEASY* – методом граничных элементов (МГЭ); *NASGRO* – комбинация стандартных решений.

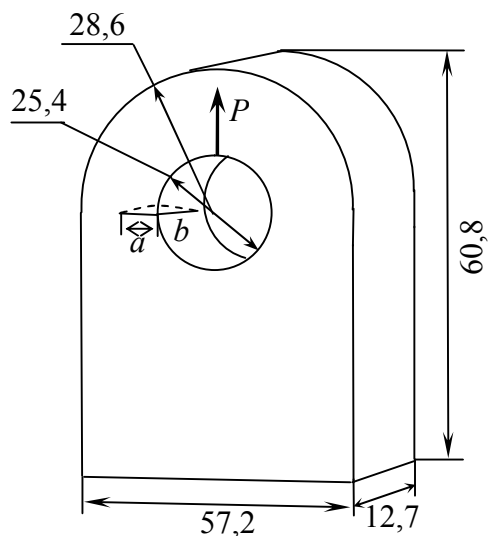


Рис. 5. Эскиз проушины

Таблица

КИН нормального отрыва в точках фронта угловой трещины в проушине

	K_b , кгс/мм ^{3/2}	K_a , кгс/мм ^{3/2}
Эксперимент	39,38	32,28
<i>BEASY</i> (МГЭ)	45,96	36,60
<i>NASGRO</i>	43,70	34,86
<i>ANSYS</i> (МКЭ)	44,21	30,80

Погрешность расчета КИН на сгенерированных по разработанному алгоритму сетках не превышает 15% по сравнению со справочными данными. Источник вычислительных ошибок при анализе поверхностных трещин заключается в допущениях, которые использованы при формулировке задачи: предполагалось, что вдоль всего фронта выполняется условие плоской деформации, что справедливо только для задач с трещинами в бесконечных телах.

Исследовано влияние параметров сетки КЭ в области фронта трещины на значение КИН. Исследовалось влияние размера КЭ во фронте трещины, количества КЭ вдоль фронта и вокруг фронта трещины. КИН оказался чувствителен к размеру КЭ во фронте трещины (рис. 6) и количеству КЭ вдоль фронта (рис. 7). В целом полученные решения устойчивы по отношению к параметрам сетки при соблюдении следующих требований к трехмерным элементам вблизи фронта трещины: размер радиуса ряда сингулярных элементов вокруг фронта трещины должен быть равен $l/8$ или меньше, где l – размер одной из полуосей эллипса; вдоль дуги фронта трещины необходимо иметь один КЭ на каждые $10...15^\circ$; в направлении периферии – один КЭ на каждые $20...30^\circ$.

Вычисленные зависимости КИН от размеров трещины используются далее для расчета длительности ее роста. Алгоритм расчета длительности роста трещины основан на предположении об устойчивости формы фронта трещины, при этом расчет ведется по одной точке фронта, для которой значение КИН максимально. Для расчета длительности роста трещин в работе использовано уравнение Париса:

$$dl/dN = A(\Delta K)^q,$$

где A, q – эмпирические константы материала; $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$ – размах КИН.

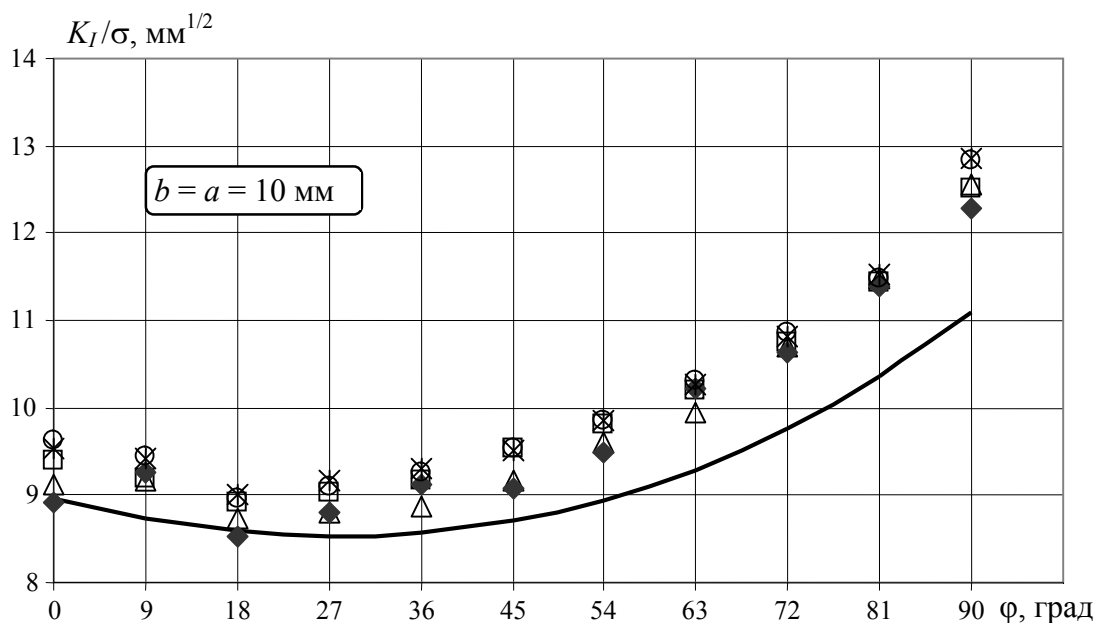


Рис. 6. Распределение K_I вдоль фронта трещины, выходящей на поверхность отверстия, при различных размерах КЭ в области фронта трещины:
 — — справочные данные; ○ — $b/5$; * — $b/6$; □ — $b/8$; △ — $b/10$; ◆ — $b/12$

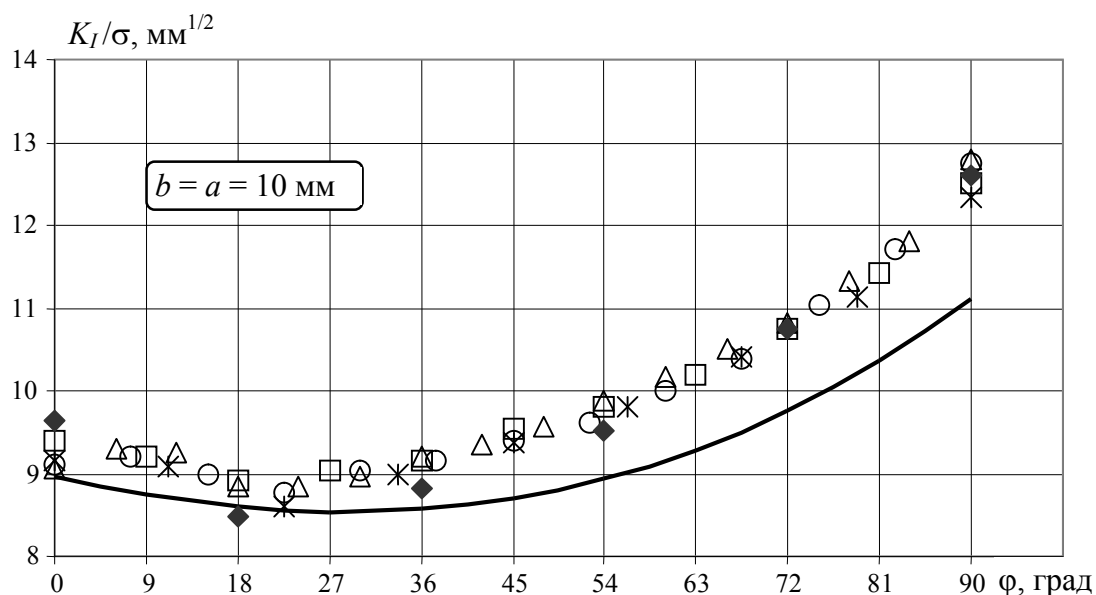


Рис. 7. Распределение K_I вдоль фронта трещины, выходящей на поверхность отверстия, при различном количестве КЭ вдоль фронта трещины:
 — — справочные данные; ◆ — 5 КЭ; * — 8 КЭ; □ — 10 КЭ; ○ — 12 КЭ; △ — 15 КЭ

В третьей главе приведены результаты экспериментального исследования роста трещин в натуральных элементах механизации крыла магистрального самолета и конструктивно подобных образцах. Описана методика проведения испытаний, испытательное оборудование, детали и образцы. Испытания проведены в научно-исследовательском отделении статической, усталостной и тепловой прочности ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина».

Испытаны кронштейны крепления интерцептора самолета Ту-154, изготовленные из штамповок сплава АК6Т1. Кронштейны имели отличие в геометрии и были разделены по этому признаку на три типа. Исследование проведено в щеках кронштейнов. В одной щеке выполнялся сквозной надрез в зоне радиу-

са сопряжения щеки с основанием (рис. 8, а). Экспериментальное исследование проведено на испытательной машине *MTS-10* асимметричным циклом с максимумом нагрузки $P_{\max} = 1000$ кгс и коэффициентом асимметрии $R = 0,1$. Цель эксперимента состояла в определении характеристик трещиностойкости материала и оценке погрешности расчета КИН разными методами. Проведена оценка условного критического КИН с использованием МКЭ и метода суперпозиции типовых решений. Сопоставление результатов показало, что КИН, рассчитанный методом суперпозиции, оказался на 40% ниже КИН, определенного с помощью МКЭ. Различие объясняется нетиповой схемой нагружения и формой рассмотренного конструктивного элемента, что затрудняет подбор типовых решений для определения КИН. Условный критический КИН, определенный с использованием МКЭ, $K_c^y = 129$ кгс/мм^{3/2} соответствует характеристикам трещиностойкости сплава АК6Т1, приводимым в справочной литературе.

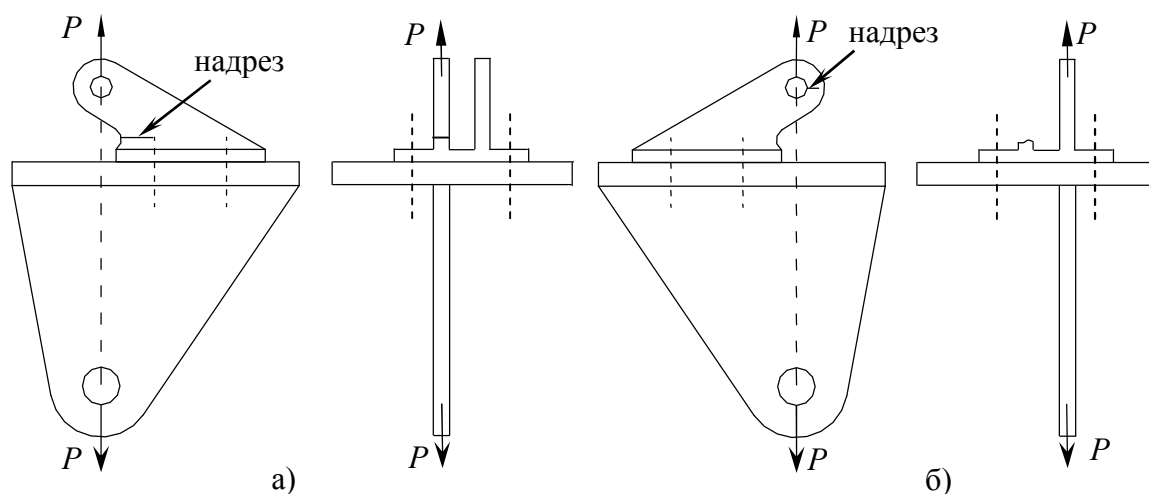


Рис. 8. Схема нагружения кронштейна:
а) – трещина в щеке; б) – трещина в проушине

На второй щеке выполнено экспериментальное исследование формы фронтов и кинетики развития трещин от надрезов кромки отверстия в проушине кронштейна (рис. 8, б). Форма трещин имела сравнительно небольшую кривизну, и на несквозном участке может быть описана четвертью эллипса с соотношением полуосей $b/a = 1,34$ (рис. 9, а).

Испытаны конструктивно-подобные образцы типового участка рельса закрылка самолета Ту-204 (рис. 10), изготовленные из штамповки 30ХГСН2А. Образцы рельса испытывались циклической нагрузкой $P_{\max} = 2500$ кгс, $P_{\min} = 250$ кгс. Для инициирования трещины выполнялся сквозной надрез полки. Форма фронта трещины определялась после статического долома фрагмента с трещиной, вырезанного из полки. Она имела вид четверти эллипса с большой полуосью, ориентированной вдоль ширины полки (рис. 9, в). Для определения характеристик циклической и статической трещиностойкости материала рельса из тех же штамповок были изготовлены стандартные образцы. По результатам испытаний образцов определены параметры уравнения Париса: $A = 3,394 \cdot 10^{-8}$, $q = 1,842$ и условный критический КИН $K_c^y = 406$ кгс/мм^{3/2} ($t = 23$ мм).

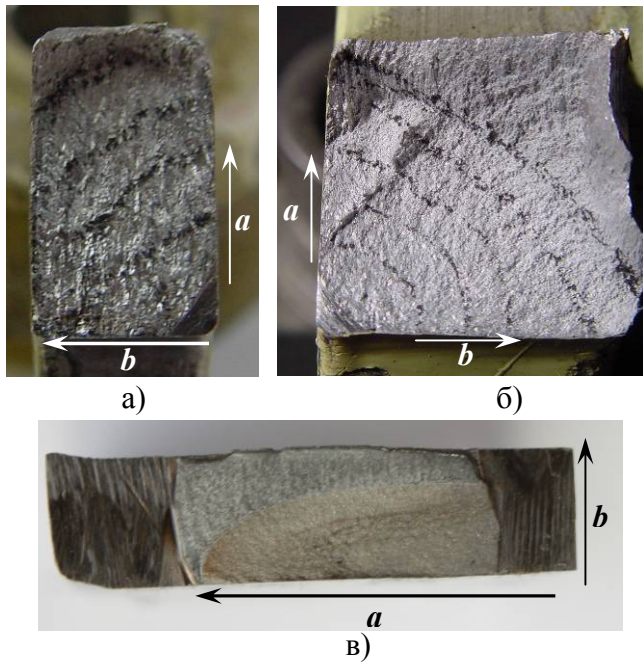


Рис. 9. Поверхность излома: а) – кронштейна; б) – диафрагмы каретки; в) – образца рельса

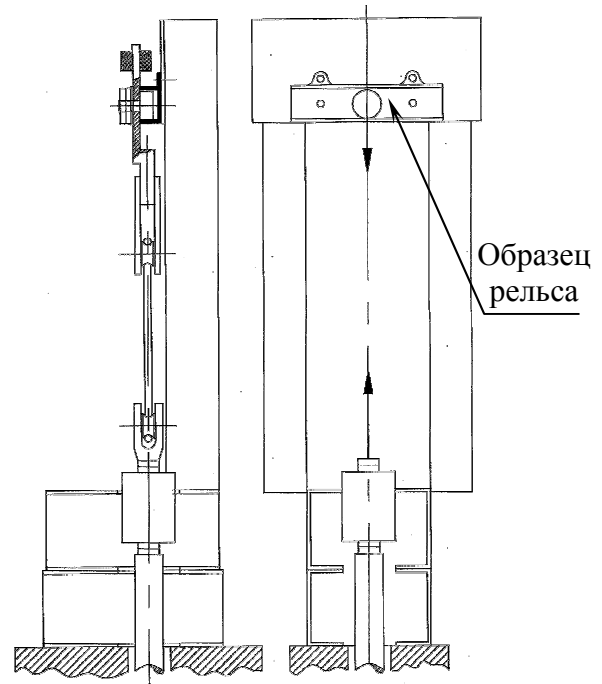


Рис. 10. Схема нагружения рельса

Проведено исследование роста трещин в диафрагмах кареток № 3 и № 4 хвостового звена закрылка самолета Ту-154, изготовленные из сплава АК6Т1. Усталостный дефект моделировался созданием надреза в консольной части диафрагмы в наиболее нагруженном сечении в точке А (рис. 11). Испытания проведены асимметричным циклом нагрузки: $P_{\max} = 1700$ кгс, $P_{\min} = 400$ кгс. Трещина от надреза развивалась в направлении паза под боковой ролик (рис. 11). Форма фронта трещины у диафрагмы каретки № 3 была близка к четверти эллипса с большей полуосью, ориентированной по толщине (рис. 9, б). У диафрагмы каретки № 4 фронт имел устойчивую форму в виде четверти круга.

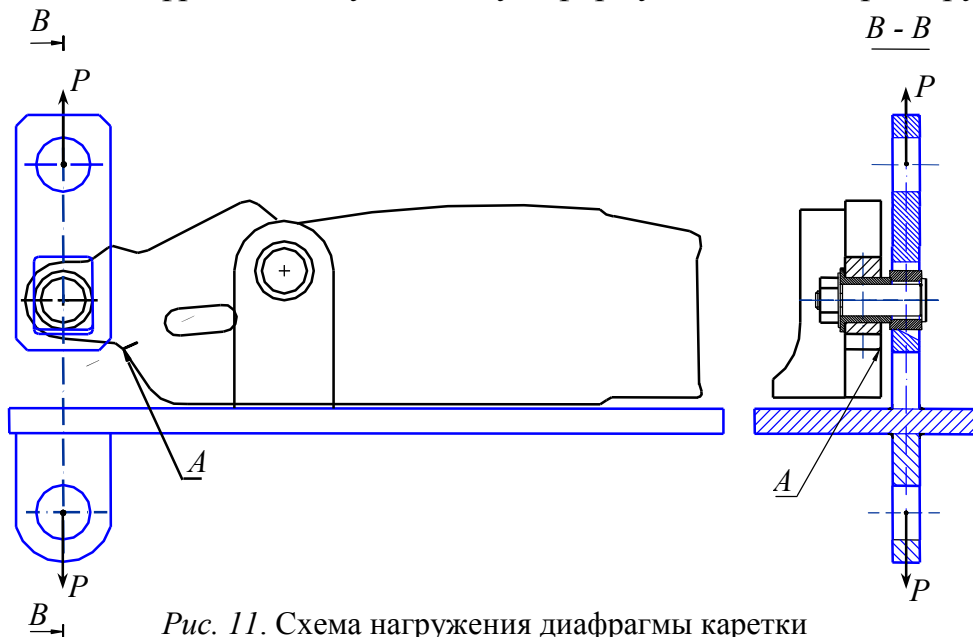


Рис. 11. Схема нагружения диафрагмы каретки

На рис. 9 представлены формы фронтов трещин в исследованных деталях. Во всех случаях фронт трещины криволинеен и может быть аппроксимирован частью дуги эллипса с различным для каждого типа деталей соотношении-

ем полуосей, причем соотношение остается достаточно стабильным на протяжении роста трещины. Это обстоятельство использовано при построении алгоритма расчета длительности роста трещин – фронт трещины моделируется частью эллипса с фиксированным соотношением длин полуосей, определяемым по экспериментальным данным на деталях-прототипах.

В эксперименте получен 1,5-кратный разброс длительностей роста трещин в кронштейнах крепления интерцептора. С целью исследования причин разброса проведено металлографическое исследование микрошлифов деталей, которое показало, что разброс обусловлен структурной неоднородностью материала испытанных деталей.

В четвертой главе представлены результаты расчетной оценки длительности роста трещин усталости (ДРТУ) с использованием полученных в главах 2 и 3 результатов. Расчет ДРТУ основан на зависимости КИН от размеров трещины и параметров нагружения. Для установления такой зависимости использован конечно-элементный комплекс *ANSYS* и разработанный модуль автоматической генерации сетки сингулярных элементов вдоль фронта трещины. Созданы конечно-элементные модели (КЭМ) рассматриваемых элементов механизации крыла. Форма фронта трещин задана в виде четверти эллипса с соотношением длин полуосей, взятых из эксперимента: для проушин кронштейнов $b/a = 1,34$; для диафрагм $b/a = 1$; для каждого из трех образцов рельса соотношение взято из конечной формы фронта, полученной в ходе эксперимента. Нагрузка на проушины кронштейнов и диафрагм задана линейно изменяющимся по углу давлением на половину отверстия. Для диафрагм кареток крутящий момент из-за консольного крепления ролика воспроизведен парой сил в зоне отверстия. Полка рельса нагружена сосредоточенными силами вдоль линии контакта с роликом (участок 12...15 мм от края), определенной в эксперименте. Задаваемая при расчете нагрузка соответствовала нагрузке P_{max} , прикладываемой при испытаниях в стенде. На рис. 12, 13, 14 представлены результаты расчета зависимости максимального КИН, реализующегося в вершине полуоси b (рис. 9), от размера трещины для исследуемых деталей.

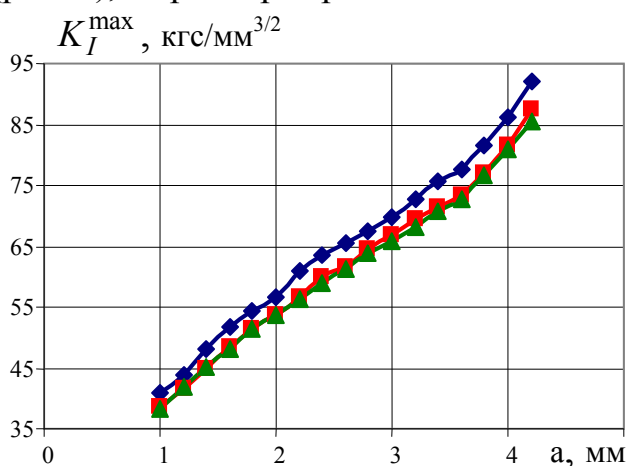


Рис. 12. Зависимость K_I^{\max} в проушинах кронштейнов от размера трещины:

◆ – первый тип; ■ – второй; ▲ – третий

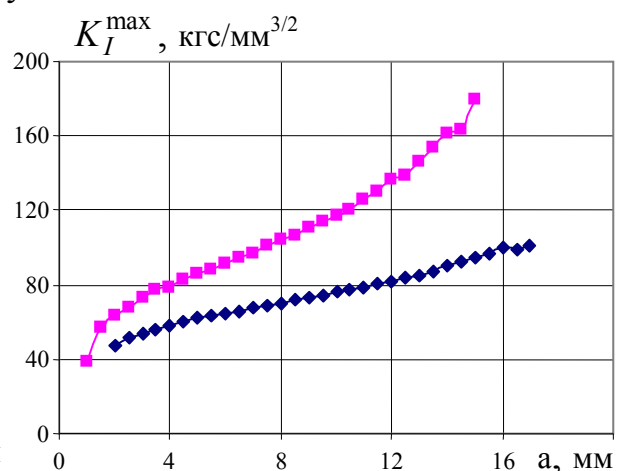


Рис. 13. Зависимость K_I^{\max} в диафрагмах кареток от размера трещины:

◆ – каретка № 3; ■ – каретка № 4

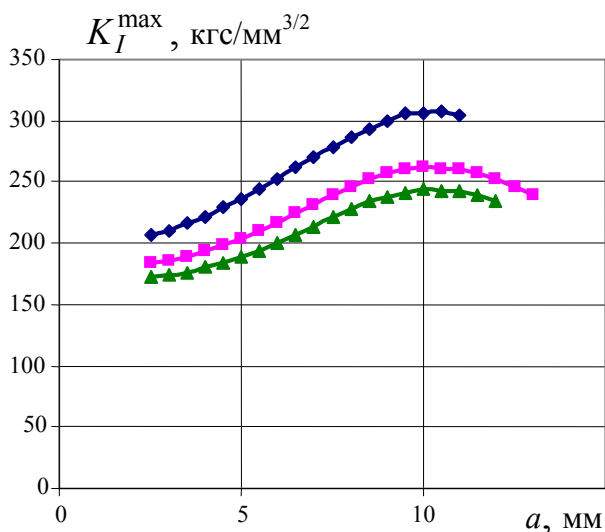


Рис. 14. Зависимость K_I^{\max} в образцах рельса от размера трещины: \blacklozenge – образец № 2; \blacksquare – образец № 3; \blacktriangle – образец № 4

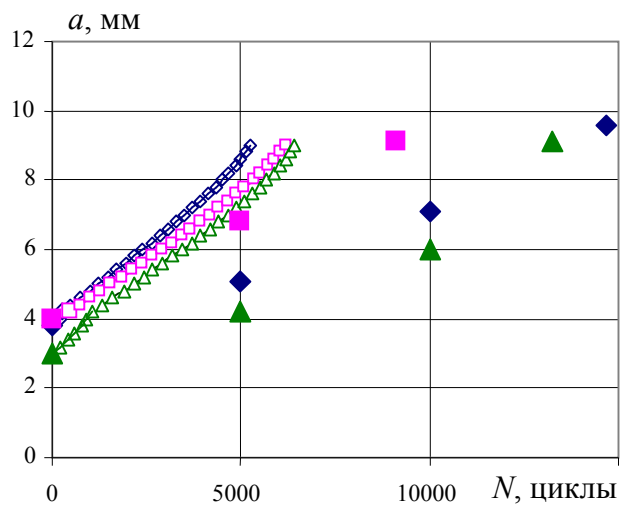


Рис. 15. ДРТУ в проушинах кронштейнов: расчет: \diamond – первый тип; \square – второй; \triangle – третий, эксперимент: \blacklozenge – первый тип; \blacksquare – второй; \blacktriangle – третий

Расчет длительности роста трещин проведен с использованием уравнения Париса. Параметры уравнения скорости роста трещин A , q определены на основе расчетных зависимостей КИН от параметров трещины из условия наилучшего совпадения результатов расчетной ДРТУ и данных экспериментального исследования роста трещин в деталях.

Для расчета ДРТУ в проушинах кронштейнов параметры трещиностойкости штамповки из сплава АК6Т1 были определены по результатам экспериментального исследования роста трещин в щеках кронштейнов. Расчетные зависимости КИН от длины трещины были получены на основе двумерных КЭМ трех типов исследуемых кронштейнов со сквозной трещиной в щеке. Для дальнейших расчетов из трех полученных значений параметров трещиностойкости были выбраны параметры, характеризующие наибольшую скорость роста трещин: $A = 1,7 \cdot 10^{-7}$; $q = 2,1$.

При расчете ДРТУ в проушинах кронштейнов крепления интерцептора было учтено два участка роста трещин: несквозной и сквозной (рис. 9, а). Расчет длительности на несквозном участке был проведен по расчетным зависимостям K_I^{\max} от параметров трещины, представленным на рис. 12. На участке, где трещина была сквозной, использованы зависимости K_I от длины трещины, полученные с помощью МКЭ для плоской модели кронштейнов со сквозной трещиной в проушине. Криволинейный фронт трещины на втором участке заменялся прямолинейным. Длина эквивалентной трещины – a (рис. 9, а) найдена из условий равенства площадей повреждения для реальной и эквивалентной трещин. Расчет для двух участков роста трещины был выполнен отдельно. К длительности роста трещины на несквозном участке прибавлялось количество циклов, полученных на сквозном участке. Результаты расчетной и экспериментальной ДРТУ представлены на рис. 15. Для всех типов кронштейнов крепления интерцептора была получена консервативная оценка (в запас надежности). Максимальное отличие получено для первого типа кронштейнов, расчетная

оценка составила 35% от длительности роста, определенной в ходе экспериментального исследования.

Расчет ДРТУ в диафрагмах кареток выполнен с параметрами уравнения Париса, определенными по результатам экспериментального исследования роста трещин в диафрагмах кареток. Используются значения параметров, полученные для каретки № 3, характеризующие наибольшую скорость роста трещин: $A = 1,62 \cdot 10^{-7}$; $q = 2,1$. Длительность роста рассчитана на участке от обнаруженной в эксперименте длины до момента разрушения. Результаты расчетной оценки и экспериментальные данные представлены на рис. 16. Для диафрагм каретки № 4 получена консервативная оценка, при этом расчетная оценка составляет 62% от полученной в экспериментальном исследовании длительности роста трещины.

Следует отметить, что параметры уравнения Париса, полученные на основе данных экспериментального исследования роста трещин в щеках кронштейнов ($A = 1,7 \cdot 10^{-7}$; $q = 2,1$) и диафрагмах кареток ($A = 1,62 \cdot 10^{-7}$; $q = 2,1$) близки по значению характеристикам циклической трещиностойкости штамповок из сплава АК6Т1 ($A = 1,698 \cdot 10^{-7}$; $q = 2,1$), принятым по результатам испытаний стандартных образцов, проведенных в ЦАГИ.

ДРТУ в образцах рельса определена с использованием уравнения Париса, параметры которого взяты по результатам испытаний стандартных образцов. Длительность роста трещины рассчитана на участке от $a = 2,5$ мм (рис. 9, в) до длины трещины при прекращении испытаний. Результаты расчетной оценки и полученные экспериментальные значения ДРТУ представлены на рис. 17. Для всех образцов рельса получено хорошее совпадение результатов расчета и экспериментального исследования, получена консервативная оценка ДРТУ и ее отличие не превышает 20% от наблюдаемой в эксперименте.

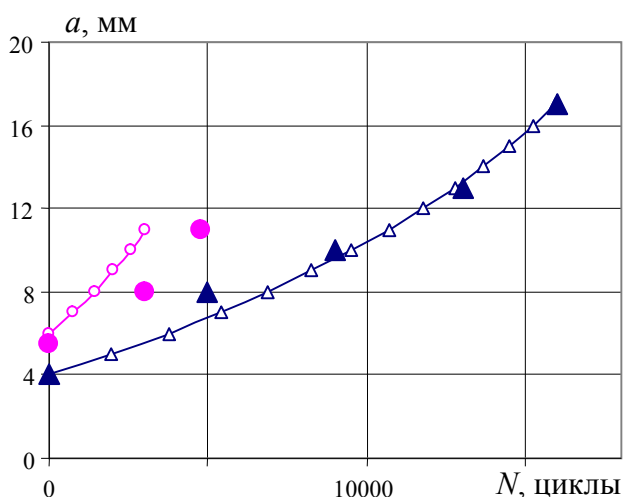


Рис. 16. ДРТУ в диафрагмах кареток:
расчет: \triangle – каретка № 3; \circ – № 4,
эксперимент: \blacktriangle – каретка № 3; \bullet – № 4

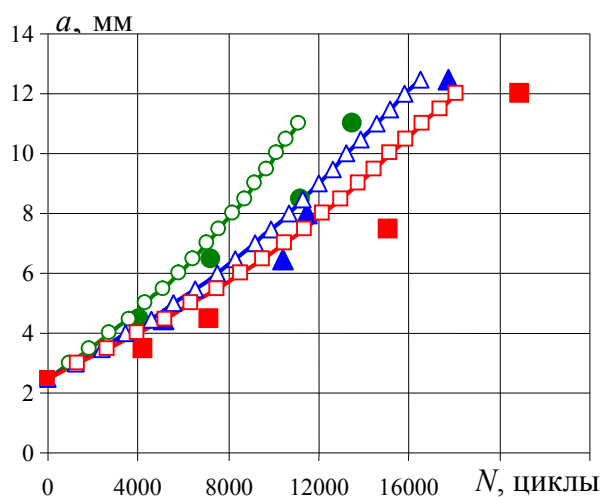


Рис. 17. ДРТУ в образцах рельса:
расчет: \circ – образец № 2; \triangle – № 3; \square – № 4,
эксперимент: \bullet – образец № 2; \blacktriangle – № 3; \blacksquare – № 4

В работе также выполнен расчет ДРТУ с параметрами уравнения Париса, определенными по результатам экспериментального исследования роста трещин в полках рельса. Используются параметры для образца № 3, характеризующие наибольшую скорость роста трещин: $A = 3,2 \cdot 10^{-8}$; $q = 1,84$. Расчетные значения ДРТУ в данном случае также хорошо согласуются с экспериментальными данными. Для образцов № 2 и № 4 получена консервативная оценка, отличие которой не превышает 12% от наблюдаемой в эксперименте.

Представленные результаты подтверждают, что параметры уравнения скорости роста трещин могут быть определены на основе результатов экспериментального исследования роста трещин в натуральных деталях. Использование для расчета остаточной долговечности деталей зависимостей КИН, полученных на базе МКЭ, и характеристик трещиностойкости, определенных по результатам исследований роста трещин в деталях-прототипах или образцах, прошедших ту же технологическую обработку, что и исследуемый элемент, позволяет повысить точность расчета.

Пятая глава содержит результаты численного исследования влияния геометрических параметров детали, размеров трещины и условий нагружения на КИН. В качестве основных исследуемых деталей выбраны проушина (рис. 18) и рельс механизации крыла (рис. 19). Для проушины проведено исследование влияния характеристик сплава (K_{IC}, σ_b) на чувствительность проушин к повреждению. Рассмотрен случай несимметричного нагружения проушины.

Для проведения численных исследований написаны модули построения геометрических и КЭМ деталей, содержащих несквозные трещины. Форма исследуемой проушины представлена на рис. 18, где обозначены все геометрические параметры детали, передаваемые в модуль. В модели были приняты следующие граничные условия: основание проушины жестко закреплялось, нагрузка была приложена в виде линейно распределенного давления на верхнюю часть отверстия проушины. Базовые размеры проушины: ширина основания $w = 52$ мм; высота проушины $h = 54$ мм; радиус отверстия $r = 8$ мм; радиус проушины $r_p = 18$ мм, толщина $t = 10$ мм. Трещина имела форму четверти круга.

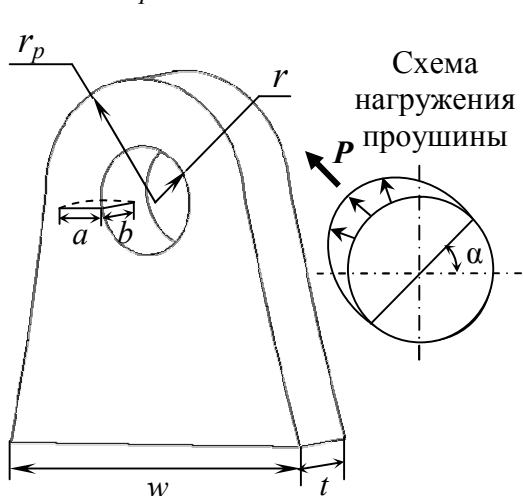


Рис. 18. Эскиз проушины

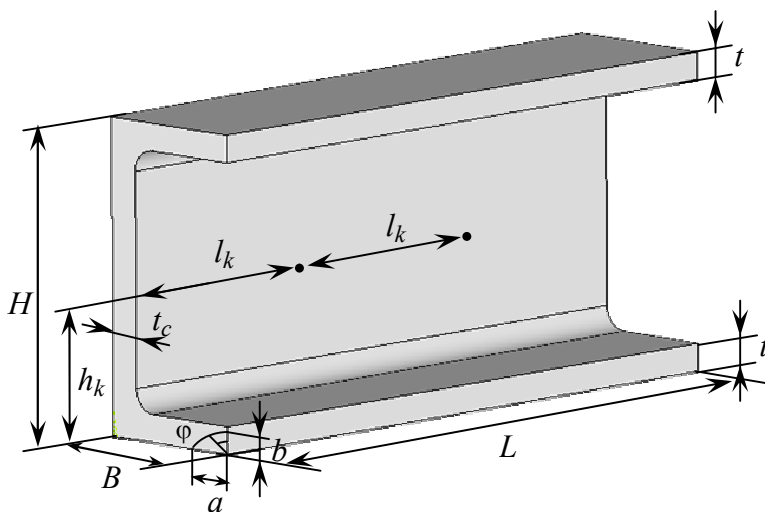


Рис. 19. Эскиз модели типового участка рельса

Наибольшее влияние на КИН нормального отрыва оказывает толщина проушины. КИН нарастает тем интенсивнее, чем тоньше проушина. Для ряда материалов (АК6Т1, 40ХН2МА, Д16чТ, 01420Т1, 30ХГСН2А), широко используемых в авиации, проведено сравнение зависимости разрушающей нагрузки от размеров трещины. Построены кривые потери несущей способности. Интенсивность уменьшения относительной разрушающей нагрузки наибольшая на стадии зарождения трещины и на начальной стадии роста. Чувствительность к повреждению сплава зависит от отношения величин K_{IC}/σ_e . Чем больше данное отношение для сплава, тем менее чувствителен он к повреждению.

Для анализа случая несимметричного нагружения проушины разработан параметрический модуль, позволяющий моделировать случай нагружения проушины линейно распределенной нагрузкой под углом α к поверхности поперечного сечения проушины (рис. 18). Исследование показало, что по мере увеличения угла наклона нагрузки α наблюдается уменьшение КИН нормального отрыва, а значения КИН поперечного и продольного сдвига существенно увеличиваются. Данная тенденция сохраняется и по мере роста трещины. Для случая $\alpha = 60^\circ$ величины КИН нормального отрыва и поперечного сдвига на лицевой поверхности проушины становятся соизмеримыми. На поверхности отверстия они отличаются примерно в 3,5 раза. Значения КИН продольного сдвига в этом случае для точки на лицевой поверхности проушины составляют $\approx 30 \dots 40\%$ от КИН нормального отрыва, а для точки на поверхности отверстия $\approx 20 \dots 30\%$.

В случае, когда направление действия нагрузки на проушину изменяется необходимо учитывать перераспределение напряженно-деформированного состояния в области фронта трещины. Следует помнить о том, что трещина развивается в плоскости, перпендикулярной направлению наибольшего растягивающего напряжения. При изменении направления действия вектора нагрузки трещина будет стремиться повернуть в указанную плоскость.

В работе выполнено численное исследование влияния геометрических параметров на значение КИН вдоль фронта поверхностной трещины, содержащейся в полке рельса. Основные геометрические параметры детали, передаваемые в модуль, общий вид геометрической модели типового участка рельса представлены на рис. 19. При проведении численных исследований были приняты следующие граничные условия: стенка рельса жестко закреплялась в местах крепления рельса, на нижнюю кромку рельса накладывались ограничения по перемещениям в поперечном направлении, учитывалась симметрия задачи. Нагрузка на полку рельса от ролика представлялась в виде равномерно распределенной по линии нагружения. Базовые размеры рельса (рис. 19): высота рельса $H = 69$ мм; ширина полки рельса $B = 34$ мм; толщина полок $t = 6$ мм; толщина стенки $t_c = 7$ мм, высота расположения места закрепления $h_k = 35$ мм, расстояние от оси симметрии до расположения крепления $l_k = 50$ мм.

Исследование влияния формы фронта трещины на распределение КИН нормального отрыва вдоль фронта показало, что характер изменения КИН для всех рассмотренных случаев соотношений полуэллипсов осей эллипса одинаков.

КИН возрастает по мере увеличения угла φ (рис. 19) и достигает максимального значения при выходе трещины на внешнюю поверхность полки рельса. Чем больше длина полуоси, ориентированной вдоль ширины полки рельса a , тем более равномерным получается распределение КИН вдоль фронта трещины. Данное обстоятельство дает право предполагать, что на практике при таких условиях нагружения трещина будет принимать форму четверти эллипса с большой полуосью, ориентированной вдоль ширины полки рельса.

Проведено исследование влияния геометрических параметров рельса, содержащего поперечную четвертькруговую трещину в полке, на значения K_I . В наибольшей степени K_I зависит от размеров полки: толщины и ширины. КИН нормального отрыва нарастает тем интенсивнее, чем тоньше полка рельса. Увеличение толщины полки в два раза приводит к уменьшению КИН в 2,3 раза ($t = 5 \dots 10$ мм, $b/t = 0,8$, $\varphi = 90^\circ$). Увеличение ширины полки на 80% уменьшает КИН лишь на 10% ($B = 25 \dots 45$ мм, $b/t = 0,8$, $\varphi = 90^\circ$). Высота рельса слабо влияет на значения K_I .

Для рассмотренной задачи проводилось исследование влияния расположения закреплений на КИН. Высота расположения закреплений h_k и расстояние от оси симметрии до расположения закрепления l_k (рис. 19) мало влияют на значения КИН нормального отрыва.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработаны алгоритм и программный модуль для конечно-элементного комплекса *ANSYS*, позволяющий автоматически создавать сетку сингулярных элементов вдоль фронта несквозной трещины эллиптической формы для расчетной оценки КИН. Погрешность расчета КИН на сгенерированных по разработанному алгоритму сетках не превышает 15% по сравнению со справочными данными. Выработаны требования к сетке КЭ в области фронта трещины: размер радиуса ряда сингулярных элементов должен быть равен $l/8$ или меньше, где l – размер одной из полуосей эллипса; вдоль дуги фронта трещины необходимо иметь один КЭ на каждые $10 \dots 15^\circ$; в направлении периферии – один КЭ на каждые $20 \dots 30^\circ$.

2. Выполнено экспериментальное исследование кинетики роста поверхностных трещин от надразов в натуральных элементах механизации крыла магистрального самолета при нагружении в испытательной машине. Получен разброс экспериментальных данных по длительности роста трещин в кронштейнах крепления интерцептора, достигающий $\pm 25\%$ от среднего значения. Металлографическим исследованием установлено, что разброс длительности роста трещин обусловлен структурной неоднородностью полуфабрикатов из штамповок сплава АК6Т1.

3. Показано, что в отличие от магистральных трещин длительность роста несквозных трещин существенно зависит от особенностей структуры материала в зоне их роста. Расчетная методика помимо адекватного учета напряженного

состояния детали должна учитывать технологию формообразования детали, влияющую на характеристики трещиностойкости материала.

4. Предложено для повышения точности расчетных оценок длительности роста несквозных трещин использовать характеристики трещиностойкости, полученные обработкой данных о росте трещин в деталях-прототипах. С использованием разработанного программного обеспечения для расчета КИН несквозных трещин получены расчетные характеристики циклической трещиностойкости (параметры уравнения Париса) штамповок сплава АК6Т1: для деталей типа кронштейнов $A = 1,7 \cdot 10^{-7}$, $q = 2,1$; для деталей типа диафрагмы кареток $A = 1,62 \cdot 10^{-7}$, $q = 2,1$.

5. Определены характеристики статической и циклической трещиностойкости стандартных образцов из серийных штамповок сплава 30ХГСН2А, предназначенных для изготовления рельсов основной секции закрылка магистрального самолета: $K_c^y = 406$ кгс/мм^{3/2} при толщине образца 23 мм; параметры уравнения Париса $A = 3,394 \cdot 10^{-8}$, $q = 1,842$.

6. Показано, что использование разработанного программного обеспечения для расчета КИН несквозных трещин и рекомендованных расчетных характеристик трещиностойкости штамповок из сплавов 30ХГСН2А и АК6Т1 дает умеренно консервативную и приемлемую по точности оценку остаточной долговечности для натуральных элементов, содержащих поверхностные трещины. Максимальное отличие получено для кронштейнов крепления интерцептора – расчетная оценка составила 35% от длительности роста трещин в эксперименте. Для диафрагм кареток расчетная оценка равна 62% от экспериментальной длительности роста трещин. Для образцов рельса основной секции закрылка отличие расчета от эксперимента составило 20%.

7. Для типовых элементов конструкций механизации крыла с поверхностными трещинами (нагруженная болтом проушина, нагруженный силой от ролика направляющий рельс) получены параметрические зависимости КИН от геометрии детали, размера трещины и условий нагружения.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ОТРАЖЕНЫ В РАБОТАХ

1. Расчетная оценка коэффициентов интенсивности напряжения и длительности роста поверхностных трещин в типовых деталях сложной геометрии / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев, С.А. Лазненко, В.Н. Чаплыгин // Вестник МАИ. – Т. 15. – № 4. – Москва. – 2008. – С. 111–117.

2. Беспалов В.А. Численный анализ несущей способности проушины с несквозной трещиной / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев // Научный вестник НГТУ. – № 4(25). – Новосибирск. – 2006. – С. 45–52.

3. Исследование трещиностойкости элементов авиационных конструкций из сплава АК-6 / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев, С.А. Лазненко, В.Н. Чаплыгин // Динамика сплошных сред. – Новосибирск. – 2007. – С. 44–52.

4. Исследование длительности роста несквозных трещин в элементах авиационных конструкций / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев, С.А. Лазненко, В.Н. Чаплыгин // Научный вестник НГТУ. – № 3(32). – Новосибирск. – 2008. – С. 73–82.

5. Беспалов В.А. Конечно-элементный анализ НДС элементов конструкций с несквозными трещинами / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев // Тр. XIX Всероссийской конф. «Численные методы решения задач теории упругости и пластичности». – Новосибирск: Параллель. – 2005. – С. 33–37.

6. Расчетно-экспериментальное исследование длительности роста усталостных трещин в элементах механизации крыла магистрального самолета / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев, В.Н. Чаплыгин // Тр. Всероссийской науч.-техн. конф. «Наука. Промышленность. Оборона», 19–21 апреля. – Новосибирск. – 2006. – С. 76–80.

7. Беспалов В.А. Рост поверхностных усталостных трещин в элементах авиационных конструкций / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев // Материалы XII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред». – Москва. – 2006. – С. 12–20.

8. Исследование роста эллиптических усталостных трещин / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев, С.А. Лазненко, В.Н. Чаплыгин // Тр. Всероссийской науч.-техн. конф. «Наука. Промышленность. Оборона», 18–20 апреля. – Новосибирск. – 2007. – С. 65–70.

9. Численное и экспериментальное исследование долговечности элементов конструкций, содержащих поверхностные трещины / В.А. Беспалов, Т.Б. Гоцелюк, К.А. Матвеев, В.Н. Чаплыгин // IX Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике, аннотации докладов, Нижний Новгород, 22–28 августа 2006 г. – Нижний Новгород. – 2006. – С. 38–39.

10. Гоцелюк Т.Б. Исследование роста усталостных поверхностных трещин в образцах рельса закрылка / Т.Б. Гоцелюк // Тр. Всероссийской науч.-техн. конф. «Наука. Промышленность. Оборона», 21–23 апреля. – Новосибирск. – 2010. – С.156–160.

Отпечатано в типографии

Новосибирского государственного технического университета
630092, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20, тел/факс (383) 346-08-57
формат 60×84/16, объем 1.25 п.л., тираж 100 экз.
заказ № , подписано в печать 13.05.10г.