

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА КОЭФФИЦИЕНТОВ ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЯ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ РОСТА ПОВЕРХНОСТНЫХ ТРЕЩИН В ТИПОВЫХ ДЕТАЛЯХ СЛОЖНОЙ ГЕОМЕТРИИ

Валерий Андреевич БЕСПАЛОВ родился в 1953 г. в селе Белый Ключ Николаевского района Ульяновской области. Заместитель начальника отделения ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина». Основные научные интересы — в области статической и ресурсной прочности авиационных конструкций. Автор 22 научных работ.

Valery A. BESPALOV, was born in 1953, in the Ulyanovsk Region. He is a Deputy Head of the Static and Durability Strength Branch at the S.A. Chaplygin Siberian Research Aviation Institute (SibNIA). His research interests are in static and durability strength for aircraft structures. He has published 22 technical papers.

Татьяна Борисовна ГОЦЕЛЮК родилась в селе Новоселово Убинского района Новосибирской области. Инженер ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина». Основные научные интересы — в области статической и ресурсной прочности авиационных конструкций, механики разрушений. Автор пяти научных работ.

Tatiana B. GHOTSELIUK, was born in the Novosibirsk Region. She is an Engineer at the S.A. Chaplygin Siberian Research Aviation Institute (SibNIA) as well as she is working toward Ph.D. degree at the Novosibirsk State Technical University. Her research interests are in static and durability strength for aircraft structures. She has published 5 technical papers.

Светлана Анатольевна ЛАЗНЕНКО родилась в городе Новокузнецке Кемеровской области. Старший научный сотрудник ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина», Основные научные интересы — в области практической механики разрушения авиационных материалов, металлографии. Автор 10 научных работ.

Svetlana A. LAZNENKO, was born in the Kemerovo Region. She is a Senior Research Associate at the S.A. Chaplygin Siberian Research Aviation Institute (SibNIA). Her research interests are in practical fracture mechanics for aircraft materials as well as metallography. She has published 10 technical papers.

Константин Александрович МАТВЕЕВ родился в 1947 г. в городе Архангельске. Декан ГОУ ВПО «Новосибирский государственный технический университет». Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области механики твердого деформируемого тела, прочности и устойчивости авиационных конструкций. Автор 57 научных работ.

Konstantin A. MATVEYEV, D.Sci, was born in 1947, in Arkhangelsk. He is the Dean of the Flying Vehicles School at the Novosibirsk State Technical University. His research interests are in deformable solid body mechanics as well as strength and stability for aircraft structures. He has published 57 technical papers.

Владимир Никифорович ЧАПЛЫГИН родился в 1947 г. в городе Рубцовске Алтайского края. Начальник отдела ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина», Основные научные интересы — в области практической механики разрушения авиационных материалов, металлографии, фрактографии. Автор 27 научных работ.

Vladimir N. CHAPLYGIN, was born in 1947, in the Altaic Territory. He is the Head of the Materials and Structures Strength Department at the S.A. Chaplygin Siberian Research Aviation Institute (SibNIA). His research interests are in practical fracture mechanics for aircraft structures, metallography and fractography. He has published 27 technical papers.

Предложена методика расчетной оценки коэффициентов интенсивности напряжения (КИН) и длительности роста трещин в типовых деталях сложной геометрии. С использованием конечно-элементного комплекса ANSYS разработан модуль, позволяющий автоматически создавать сетку сингулярных элементов и определять распределение КИН вдоль фронта эллиптической трещины. Проведено численное и экспериментальное исследование длительности роста трещин в элементах механизации крыла магистрального самолета. Показано, что предложенная методика расчета длительности роста трещин, основанная на использовании МКЭ для оценки КИН и характеристик трещиностойкости, дает приемлемые по точности результаты.

Обозначения

- K_I — коэффициент интенсивности напряжений нормального отрыва;
- K_{II} — коэффициент интенсивности напряжений поперечного сдвига;
- K_{III} — коэффициент интенсивности напряжений продольного сдвига;
- U, V, W — компоненты вектора смещений;
- a — длина трещины по боковой поверхности детали;
- b — длина трещины по толщине детали;
- c — длина трещины по тыльной стороне щеки кронштейна;
- l — длина сквозной трещины в щеке кронштейна;
- P_{max} — максимальная нагрузка цикла;
- P_{min} — минимальная нагрузка цикла;
- N_o — общее число циклов;
- N — число циклов основной нагрузки с момента обнаружения трещины.

Решение задач о разрушении в рамках линейной механики разрушения, в основном, сводится к определению КИН. В случае относительно простой геометрии можно использовать аналитические методы. Расчет КИН в реальных конструктивных деталях осложняется разнообразием геометрии и граничных условий, поэтому появляется необходимость в численных решениях. В инженерных задачах применительно к конструкциям со сложной геометрией и сложной схемой нагружения широкое применение нашел метод конечных элементов (МКЭ). При использовании МКЭ для получения КИН можно применять, по существу, два способа. Один из них является прямым методом, согласно которому величина КИН определяется по полю напряжений или перемещений. Во втором методе величина КИН определяется косвенно — через соотношения с другими величинами, такими, как податливость, упругая энергия или J-интеграл.

1. В рамках данной работы КИН рассчитывался с помощью прямого метода по перемещениям узлов в зоне вершины трещины. Известно, что поле смещений в окрестности контура трещины определяется следующими выражениями [1]:

$$\begin{aligned}
 U &= \frac{K_I}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left((2k-1) \cos \frac{\theta}{2} - \cos \frac{3\theta}{2} \right) + \\
 &+ \frac{K_{II}}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left((2k+3) \sin \frac{\theta}{2} + \sin \frac{3\theta}{2} \right) + O(r); \\
 V &= \frac{K_I}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left((2k+1) \sin \frac{\theta}{2} - \sin \frac{3\theta}{2} \right) - \\
 &- \frac{K_{II}}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left((2k-3) \cos \frac{\theta}{2} + \cos \frac{3\theta}{2} \right) + O(r);
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$W = \frac{2K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} + O(r).$$

Здесь G — модуль сдвига; r, θ — полярные координаты у кончика трещины (рис. 1); $k=3-4\nu$ в случае плоской деформации и $k=(3-\nu)/(1+\nu)$ для случая обобщенного напряженного состояния; ν — коэффициент Пуассона.

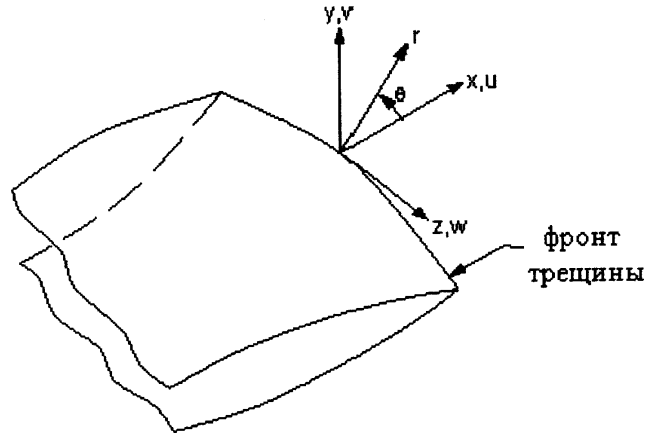


Рис. 1 Система координат в области фронта трещины

Выражения (1) при $\theta = \pm 180^\circ$ и отбрасывании членов высшего порядка малости принимают следующий вид:

$$\begin{aligned}
 U &= \frac{K_{II}}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (k+1); \quad V = \frac{K_I}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (k+1); \\
 W &= \frac{2K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}}.
 \end{aligned} \tag{2}$$

Тогда выражения для определения КИН в соответствии с (2) могут быть записаны следующим образом:

$$\begin{aligned}
 K_I &= \sqrt{2\pi} \frac{2G}{1+k} \frac{V}{\sqrt{r}}; \quad K_{II} = \sqrt{2\pi} \frac{2G}{1+k} \frac{U}{\sqrt{r}}; \\
 K_{III} &= 2G \sqrt{2\pi} \frac{W}{\sqrt{r}}.
 \end{aligned} \tag{3}$$

Таким образом, соотношения (3) позволяют, зная значения смещений в окрестности кончика трещины, определить КИН. Однако решение задач определения КИН с использованием обычных конечных элементов обладает медленной сходимостью к точному решению. Поэтому обычно при построении конечно-элементной модели область фронта трещины окружают специальными элементами, интерполирующие функции которых построены с учетом асимптотического поведения решения

в этой области. Такие элементы называют сингулярными (рис. 2). В представленной работе в качестве специальных элементов были взяты элементы второго порядка, со срединными узлами, сдвинутыми на четверть длины стороны [2].

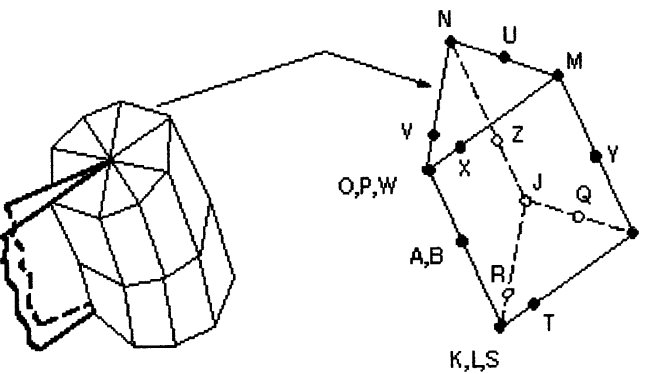


Рис. 2. Сингулярные элементы

Построение трехмерной расчетной модели конструкции, содержащей трещину, — весьма трудоемкий процесс, так как автоматическая генерация сетки сингулярных элементов в области фронта трещины невозможна. Данное обстоятельство затрудняет расчеты КИН в трехмерных моделях и делает практически невозможным исследование зависимости КИН от сетки конечных элементов и геометрических параметров конструкции. Поэтому для автоматизации данного процесса на языке APDL программного комплекса ANSYS был создан модуль, позволяющий автоматически генерировать сетку сингулярных элементов в области фронта трещины [3].

Для проверки возможностей разработанного модуля решался ряд тестовых задач для определения КИН. Проводилось исследование распределения K_I по фронту поверхностной полуэллиптической трещины в пластине конечной ширины и высоты под действием растягивающей нагрузки. Также решалась задача для двух четвертьэллиптических угловых трещин, выходящих на поверхность отверстия в пластине конечной ширины и высоты под действием растягивающей нагрузки. В расчетах принимались следующие параметры пластины: ширина 400 мм; высота 400 мм; толщина 80 мм; радиус отверстия для второй задачи 50 мм; растягивающие напряжения $\sigma = 100$ кгс/мм². Исследования проводились для различных соотношений длины и глубины трещины. Здесь приводятся результаты для соотношения глубины трещины к длине $b/a = 1,2$. Результаты, полученные с помощью использования МКЭ, сравнивались с решениями, приведенными в справочной литературе по КИН

[4] (рис. 3, 4). Погрешность решений МКЭ не превышала 13%.

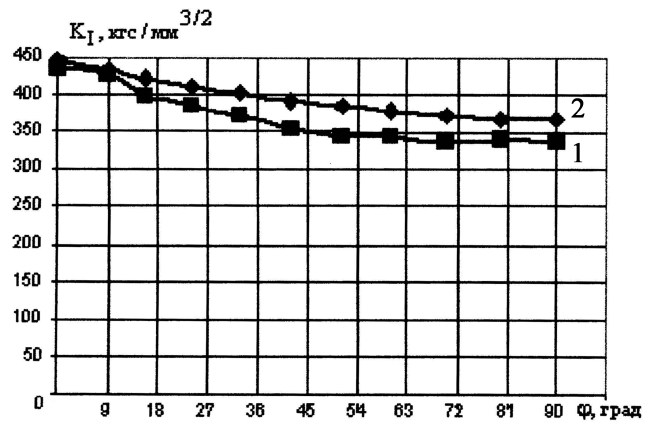


Рис. 3. Распределение K_I вдоль фронта поверхностной полуэллиптической трещины

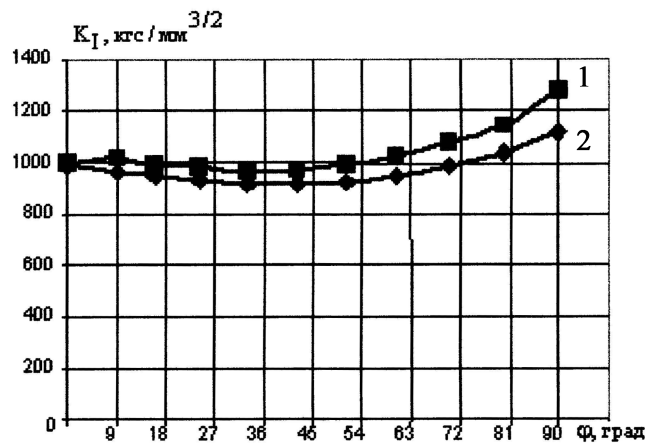


Рис. 4. Распределение K_I вдоль фронта поверхностной четвертьэллиптической трещины, выходящей на поверхность отверстия

2. На основе разработанного и протестированного модуля проводилось численное исследование роста поверхностных трещин в элементах механизации крыла магистрального самолета: каретках и кронштейнах крепления интерцептора. Полученные результаты сравнивались с результатами экспериментального исследования кареток и кронштейнов механизации крыла магистрального самолета, проводимого в СибНИА им. С. А. Чаплыгина.

В экспериментах с каретками (рис. 5) усталостный дефект моделировался в консольной части диафрагмы в наиболее нагруженном сечении в точке А созданием надреза острым полотном ножовки. Испытания проводились с асимметричным циклом нагрузки: $P_{\max} = 1700$ кгс и $P_{\min} = 400$ кгс. Момент зарождения трещины от искусственного надреза фиксировался в испытаниях визуально. С целью создания маркерных линий на поверхности излома для визуализации фронта трещины верхний эк-

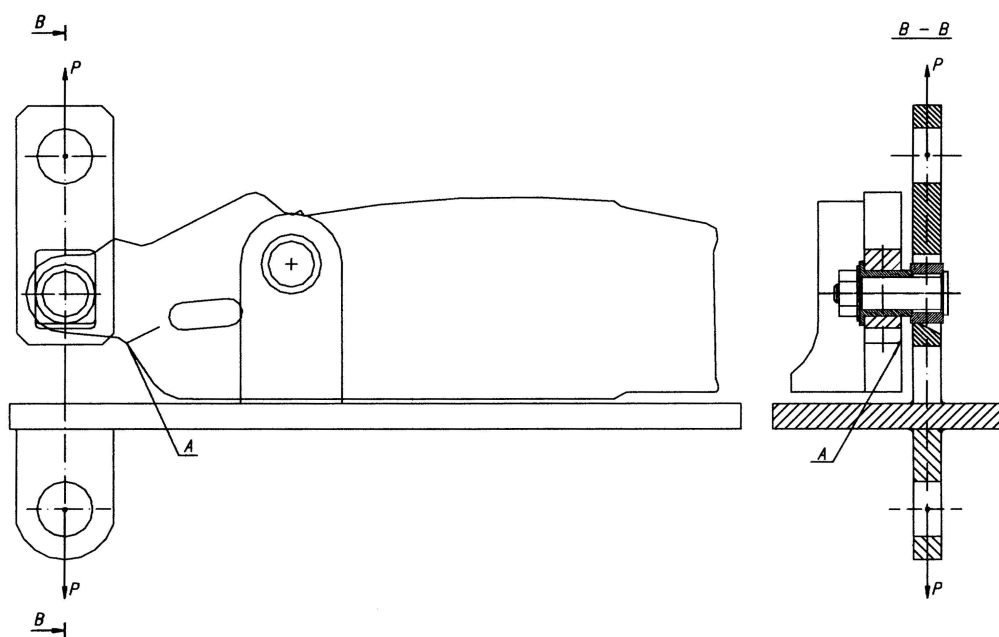


Рис. 5. Схема нагружения диафрагмы каретки (А — точка создания надреза)

стремум цикла нагружения периодически снижался с 1700 до 1200 кгс. Длительность маркерного блока составляла 1000 циклов [5].

Испытывались диафрагмы кареток хвостового звена закрылка двух типов, геометрия которых незначительно различалась. В обоих случаях трещина от надреза развивалась в направлении паза под боковой ролик (см. рис. 5). Результаты испытаний представлены в табл. 1. При подсчете циклов исключались маркерные блоки и переходные циклы между маркерным блоком и основной нагрузкой.

Форма фронта трещины в эксперименте отличалась нестабильностью. У диафрагмы каретки пер-

вого типа она близка к четверти эллипса с большей полуосью, ориентированной по толщине. При этом отношение длин полуосей ведет себя немонотонно по мере наработки. Для диафрагмы каретки второго типа фронт трещины имел устойчивую форму в виде четверти круга.

При испытаниях кронштейнов (рис. 6) начальный дефект (односторонний надрез) наносился на кромку отверстия в проушине остро заточенным полотном ножовки. Нагрузка, равная 1000 кгс, с коэффициентом асимметрии 0,1 прикладывалась через стальной штифт, вставленный в отверстие. Для маркировки фронта трещины через каждые 5000 циклов давался маркерный блок в 1000 циклов с уменьшенным на 30% максимумом нагрузки.

Таблица 1

Данные о росте трещин в диафрагмах кареток

N_0 , циклы	a , мм	a/b	N , циклы
Каретка первого типа			
62 000	4	—	0
71 000	8	0,89	5 000
75 000	10	0,77	9 000
81 000	13	0,87	13 000
87 000	Разрушение	—	16 000
Каретка второго типа			
18 200	5,5	0,91	0
22 800	8	1,0	3 000
26 400	11	1,0	4 800
29 100	Разрушение	—	5 500

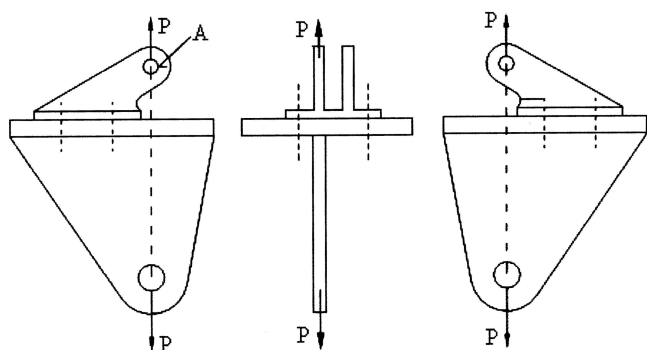


Рис. 6. Схема нагружения кронштейна (А — точка создания надреза)

Результаты испытаний приведены в табл. 2. Кронштейны имели некоторые различия в геометрии и были разделены по этому признаку на три типа. Форма фронта трещин имела сравнительно

Таблица 2

Данные о росте трещин в кронштейнах

N_0 , циклы	a , мм	b/a	c , мм	N , циклы
Кронштейн первого типа				
38 000	3,7	1,39	—	0
43 000	6,0	—	2,0	5 000
49 000	7,9	—	4,4	10 000
54 656	Разрушение	—	—	14 656
Кронштейн второго типа				
19 000	4,1	1,25	—	0
24 000	7,5	—	4,2	5 000
29 110	Разрушение	—	—	9 110
Кронштейн третьего типа				
13 000	3,0	1,34	—	0
18 000	4,2	1,39	—	5 000
24 000	6,5	—	4,2	10 000
28 265	Разрушение	—	—	13 265

небольшую кривизну. На несквозном участке наиболее подходящим образом она может быть описана четвертью эллипса с соотношением полуосей $b/a = 1,34$. Несквозные трещины развивались в сквозные, и разрушение наступало при практически полностью перебитой перемычке.

Необходимо отметить большой разброс экспериментальных данных по росту трещин. Это обусловлено разнородностью структуры материала штамповок, из которых изготовлены детали, обнаруженной при металлографическом анализе.

3. Для расчетной оценки КИН использовались ранее упомянутые модули. Для каждого типа кареток создавались геометрические модели. Нагрузка задавалась в виде давления на половину поверхности отверстия под передний ролик, а крутящий момент — парой сил, приложенных в зоне отверстия. Задний ролик заменялся балкой. Точки закрепления модели соответствовали местам крепления диафрагм в приспособлении. Фронт трещины задавался в форме четверти круга, а направление развития было взято в соответствии с экспериментом. Консольная часть диафрагм моделировалась трехмерными элементами, а периферическая тонкостенная часть — двумерными элементами. В области фронта трещины использовались специальные сингулярные элементы, сетка узлов которых генерировалась автоматически с помощью ранее упомянутого программного модуля. Для уменьшения трудоемкости перестроения геометрии модели

в связи с ростом трещины были разработаны модули построения геометрической и конечно-элементной модели.

Разработанные модули позволили выполнить расчетное исследование зависимости КИН от параметров геометрии и внешней нагрузки, а также получить распределение КИН вдоль фронта трещины. Зависимости максимального значения K_I , которое реализуется в наиболее глубокой точке фронта, от размера трещины представлены на рис. 7.

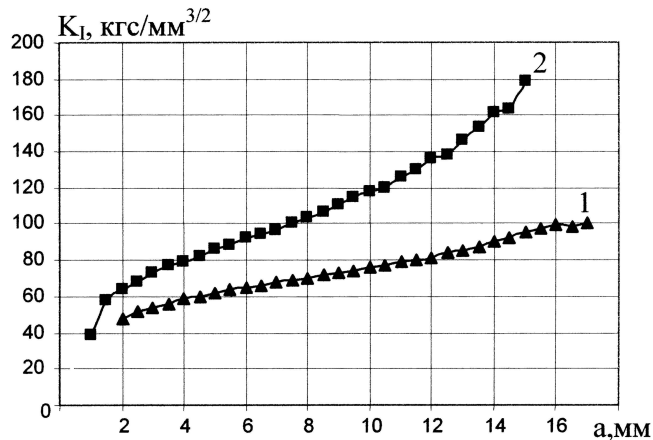


Рис. 7. Зависимость максимального значения K_I от размера трещины:

1 — каретка первого типа; 2 — каретка второго типа

В геометрических моделях кронштейнов учитывалась только одна щека кронштейна, основание закреплялось в четырех узлах, соответствующих центрам отверстий под крепежные болты, нагрузка от штифта, равная 1000 кгс, задавалась в виде линейно распределенного давления на отверстие. Фронт трещины задавался в форме четверти эллипса, соотношение полуосей эллипса было взято в соответствии с экспериментом. Для каждого типа кронштейна разрабатывался модуль построения геометрической и конечно-элементной модели. Кронштейн моделировался трехмерными элементами. В области фронта трещины использовались специальные сингулярные элементы. На основе разработанных модулей для кронштейнов было получено распределение K_I вдоль фронта трещины. Зависимости максимального значения K_I от размера трещины для трех типов кронштейнов представлены на рис. 8.

4. Расчет длительности роста трещины проводился с использованием уравнений Формана и Париса, которые записываются, соответственно, в следующем виде:

$$\frac{dl}{dN} = C \frac{\Delta K^n}{(1-R)K_C - \Delta K}; \quad (4)$$

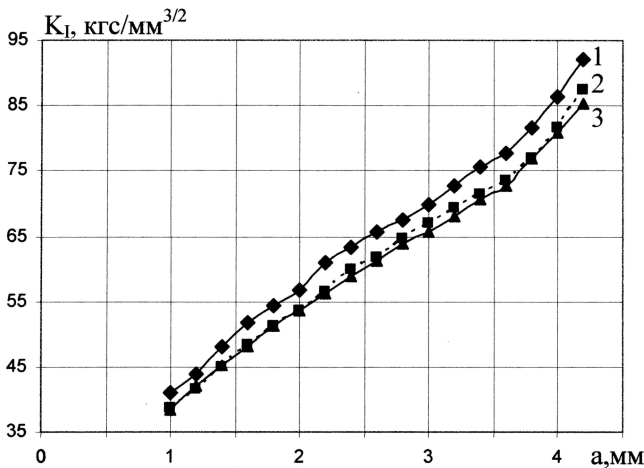


Рис. 8. Зависимость максимального значения K_I от размера трещины:

1 — кронштейн первого типа; 2 — кронштейн второго типа; 3 — кронштейн третьего типа

$$\frac{dl}{dN} = A(\Delta K)^q. \quad (5)$$

Здесь $R = K_{\min} / K_{\max}$ — коэффициент асимметрии цикла; $\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = (1 - R) \cdot K_{\max}$ — размах КИН; K_C — вязкость разрушения; C, n — постоянные уравнения Формана (4); A, q — постоянные уравнения Париса (5) [2].

Для диафрагм кареток расчеты выполнялись для нескольких вариантов характеристик трещиностойкости штамповок из сплава АК-6, на основании данных, опубликованных в литературе. Наилучшие результаты получились в расчете по уравнению (5) с параметрами $A = 1,698 \cdot 10^{-7} \text{ мм}^{(3q+2)/2} / (\text{цикл} \cdot \text{кгс}^q)$, $q = 2,1$, принятыми по результатам исследования характеристик трещиностойкости штамповок из сплава АК-6, проведенного в ЦАГИ. Длительность роста трещины рассчитывалась от момента ее обнаружения в эксперименте до момента разрушения. Результаты расчета представлены на рис. 9. Для диафрагм каретки первого типа результаты расчета практически совпали с данными эксперимента, для диафрагм каретки второго типа была получена консервативная оценка (в запас надежности), при этом различие не превышает 100%, что считается хорошим результатом при расчете длительности роста трещин.

При расчете длительности роста трещин от кромки отверстия в проушине кронштейна для уточнения базовых характеристик трещиностойкости для исследуемых кронштейнов проводился ряд экспериментов по развитию трещин в щеке. Трещина развивалась в зоне радиуса сопряжения щеки

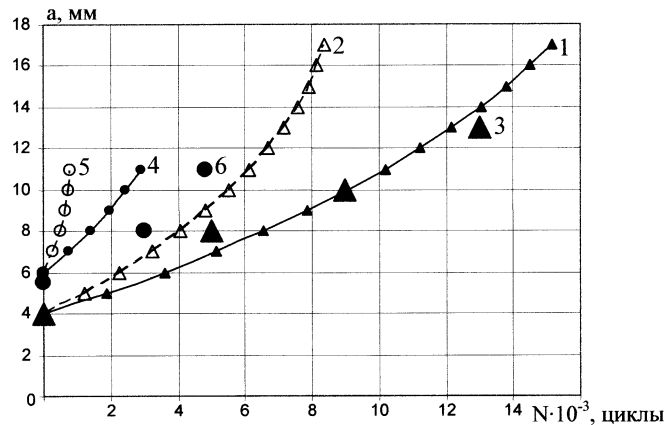


Рис. 9. Длительность роста трещин в диафрагмах кареток:

1-3 — каретка первого типа (1 — расчет по уравнению Париса; 2 — расчет по уравнению Формана; 3 — эксперимент); 4-6 — каретка второго типа (4 — расчет по уравнению Париса; 5 — расчет по уравнению Формана; 6 — эксперимент)

с основанием. Таким образом, в одной щеке трещину развивали в проушине, в другой щеке — вдоль сопряжения с основанием (см. рис. 6). Для инициирования трещины остро заточенным плотным ножовки выполнялся сквозной пропил. Испытания проводились асимметричным циклом с максимумом нагрузки $P_{\max} = 1000$ кгс и коэффициентом асимметрии 0,1. Для визуализации фронта трещины на поверхности излома через каждые 5000 циклов максимальная нагрузка снижалась до 700 кгс и выдерживалась на этом уровне в течении 1000 циклов. Длина трещины в процессе испытаний регистрировалась с помощью датчика раскрытия трещин. Расчетные зависимости длины трещины от наработки для различных характеристик трещиностойкости для трех типов кронштейнов сопоставлялись с осредненной зависимостью, построенной по совокупности данных эксперимента о росте трещины в щеке кронштейна. Наиболее хорошо результаты численного исследования согласовались с экспериментальными данными при расчете по уравнению Париса с параметрами, принятыми по результатам исследования характеристик трещиностойкости штамповок из сплава АК-6, проведенного в ЦАГИ. Поэтому в дальнейшем эти характеристики были приняты для расчета длительности роста трещин в проушинах кронштейнов.

При расчете длительности роста трещин в проушинах кронштейнов было учтено два участка роста трещин: несквозной и сквозной. Для расчета длительности на несквозном участке использовались зависимости максимального значения K_I от длины трещины, определенные ранее. На участке,

где трещина была сквозной, использовались зависимости K_I от длины трещины, полученные для плоской модели кронштейна со сквозной трещиной в проушине кронштейна. На переходном участке от несквозной трещины к сквозной расчет длительности роста трещины не проводился, так как численное определение КИН здесь сопряжено с большими методическими трудностями. Поэтому расчет для двух участков проводился отдельно. К длительности роста трещины на втором участке прибавлялось количество циклов, полученных на несквозном участке. Следует отметить, что неучет длительности роста трещины на переходном участке идет в запас надежности. Криволинейный фронт трещины на втором участке заменялся прямолинейным фронтом, при этом длина эквивалентной трещины определялась из условий равенства площадей повреждения для реальной и эквивалентной трещин. Результаты расчета представлены на рис. 10. Для всех типов кронштейнов была получена консервативная оценка (в запас надежности), при этом отличие не превышает 170%, что считается приемлемым результатом для расчетов длительности роста трещин.

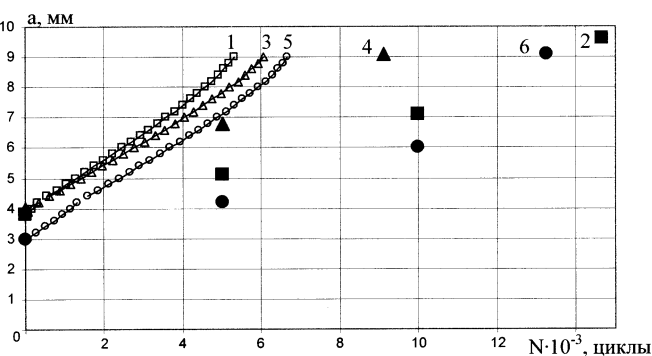


Рис. 10. Длительность роста трещин в проушинах кронштейнов: 1,2 — кронштейн первого типа (1 — расчет; 2 — эксперимент); 3,4 — кронштейн второго типа (3 — расчет; 4 — эксперимент); 5,6 — кронштейн третьего типа (5 — расчет; 6 — эксперимент)

Выводы

На языке APDL создан модуль, позволяющий автоматически генерировать сетку сингулярных элементов вдоль фронта эллиптической трещины. Тестирование показало, что с помощью разработанного модуля можно оценивать КИН по фронту несквозной трещины с погрешностью не более 13%. Исследованы методические подходы к расчетным оценкам длительности роста усталостных трещин в типовых деталях сложной геометрии на базе МКЭ. Выполнено экспериментальное исследование роста усталостных трещин от искусственных над-

резов в диафрагмах кареток и кронштейнах механизации крыла магистрального самолета.

Проведенное экспериментальное и численное исследование роста усталостных трещин показало, что предложенная методика расчета длительности роста трещин, основанная на использовании МКЭ для оценки КИН и характеристик трещиностойкости, подобранных путем экспериментов с деталями, прошедшими цепочку серийного производства, дает приемлемые по точности результаты.

Summary

A technique is suggested to estimate numerically values of surface fracture growth and stress intensity factors (SIF) for standard parts with complicated geometry. A module is developed basing on the ANSYS finite-element software package. This module allows to generate automatically a net of singular elements and to evaluate SIF distribution along the front of elliptic-shaped fracture. Numerical and experimental investigations are carried out for fracture growth duration in regard to structural elements of airliner high-lift devices. It is demonstrated that the proposed technique for finite-element SIF and crack growth resistance evaluation provides results, which are acceptable with respect to accuracy.

Библиографический список

1. Либовиц Г. Разрушение. — М.: Мир, 1975. — Т.2.
2. Партон В.З., Морозов Е. М. Механика упругопластического разрушения. — М.: Наука, 1985.
3. Беспалов В.А., Гоцелюк Т. Б., Матвеев К.А. Численный анализ несущей способности проушины с несквозной трещиной // Научн. вестник НГТУ. 2006. №4(25). С. 45—52.
4. Мураками Ю. Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений. — М.: Мир, 1990.
5. Беспалов В. А., Гоцелюк Т. Б., Матвеев К. А., Чаплыгин В. Н. Рост поверхностных усталостных трещин в элементах авиационных конструкций // Материалы XII Междунар. симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред», Ярополец, 13—17 февраля 2006 г. М.: Изд-во МАИ, 2006. С. 12—20.

Работа выполнялась при финансовой поддержке гранта РНП.2.1.2.2676.

ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина»,
 ГОУ ВПО «Новосибирский государственный технический университет»

Статья поступила в редакцию 20.08.2007