

2. Белан, Н. В. Стационарные плазменные двигатели : учеб. пособие для студентов вузов / Н. В. Белан, В. П. Ким, А. И. Оранский, В. Б. Тихонов ; Харьков. авиац. ин-т Харьков, 1989.

3. Гришин, С. Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов / С. Д. Гришин, Л. В. Лесков, Н. П. Козлов. М. : Машиностроение, 1975.

4. Пат. РФ № 2110131. МГД-способ преобразования тепловой энергии в электрическую замкнутого цикла / В. В. Данилов, В. С. Славин. Б. И. 1998. № 2.

5. Пат. РФ № 2162958. Способ ускорения потока рабочего тела в канале ракетного двигателя / В. С. Славин, В. В. Данилов, М. В. Краев. Б. И. 2001. № 4.

6. Славин, В. С. Космическая транспортная система на основе МГД-генератора замкнутого цикла и ускорителя газоплазменного потока / В. С. Славин, В. В. Данилов, М. В. Краев // Перспективы МГД и плазменных технологий в аэрокосмических приложениях : сб. трудов. М. : ИВТ РАН, 1999. С. 32–36.

V. M. Kraev, V. S. Slavin, M. V. Kraev

ACCELERATION OF THE GAS STREAM IN THE CHANNEL OF THE ELECTROJET ENGINE

The opportunity of the further perfection of electrojet engines is examined due to gas stream acceleration in its channel due to electrodynamic force of Lorentz in non-uniform gas-plasma stream. The calculation results of the engine key parameters with draft 1 400 H are given.

Keywords: the electro jet engine, a gas stream, acceleration.

УДК 629.7.192:656.735.3

Н. А. Махутов, В. В. Москвичев, А. С. Серегин, М. Н. Степнов

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛЬНЫХ СОСТОЯНИЙ ЛОПАСТЕЙ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ САМОЛЕТОВ

Рассмотрены основные типы предельных состояний для лопастей воздушных винтов самолетов. Выполнены расчетно-экспериментальные оценки остаточной прочности и ресурса лопастей при статическом и циклическом нагружениях. Установлены критические и допускаемые размеры трещин, получены расчетные кривые усталости, позволившие сделать выводы об изменении коэффициентов запаса по долговечности при наличии исходных дефектов.

Ключевые слова: воздушные винты, усталостная прочность, конструкции самолетов.

Лопастей воздушных винтов относятся к наиболее нагруженным элементам конструкций самолетов. Основные причины, приводящие к отказу лопастей, связаны с нестационарным циклическим нагружением от совместного действия центробежной силы и изгибающего момента в процессе эксплуатации, что в сочетании с естественной статистической природой характеристик усталостной прочности приводит к разрушению лопастей при числах циклов $N = 10^5 \dots 10^6$ [1]. В этих условиях заданный срок службы лопасти определяется по результатам натурных испытаний лопастей на основе статистических методов расчета. Однако в силу значительного разброса характеристик усталостной прочности наблюдаются случаи отказа лопастей до полной выработки установленного ресурса [2], тогда как большее количество лопастей снимается с эксплуатации, не исчерпав своей несущей способности.

В процессе циклического нагружения происходит формирование магистральной усталостной трещины от технологических и эксплуатационных дефектов, конфигурация которой определяется схемой приложения действующих

нагрузок и геометрией лопасти в месте расположения дефектов. Наиболее вероятным дефектом являются поверхностные полуэллиптические трещины в области прикомлевых сечений, возникающие под действием центробежной силы и изгибающего момента. Нельзя также исключать возможности развития боковых трещин от передней и задней кромок, а также кольцевых трещин в местах крепления лопасти от центробежных усилий. При наличии усталостных трещин наиболее опасными становятся динамические перегрузки, возникающие в результате скоростных маневров самолета и турбулентных порывов ветра. В большинстве случаев именно с ними связано окончательное разрушение лопасти при длинах трещин меньше рассчитанных по результатам циклических испытаний.

Достижение предельного состояния в лопасти может осуществляться за счет:

- образования и развития трещин многоциклового усталости от вибрационных нагрузок с большим числом циклов нагружения ($N = 10^6$);
- образования и развития трещин малоциклового усталости от повторных нагрузок при взлетах и посадках;

– образование разрушения типа хрупкого или квази-хрупкого на определенной стадии развития усталостных трещин в результате динамических перегрузок.

Исходя из этого, на основе экспериментальных и расчетных методов механики разрушения, была разработана программа исследования предельных состояний, возникающих в лопастях воздушных винтов самолетов. Программа включала в себя следующее:

- анализ эксплуатационной нагруженности лопасти;
- проведение испытаний образцов, вырезанных из различных участков лопастей с целью определения характеристик трещиностойкости при статическом, циклическом и ударном нагружениях алюминиевого сплава Д1, из которого изготавливается лопасть;
- обоснование расчетных схем и методов расчета несущей способности тел с трещинами, применительно к лопасти воздушного винта;
- определение критических и допускаемых размеров трещин и чисел циклов нагружения по результатам испытаний образцов и их сопоставление с данными натурных испытаний лопастей.

Схема разрезки лопастей предполагала изготовление различных типов образцов с трещинами, которые наиболее полно отражали схему нагружения данного участка лопасти в соответствии с действующими усилиями. Так из комлевой части лопасти, нагруженной осевыми инерционными усилиями, изготавливали цилиндрические образцы с кольцевой трещиной для испытания на осевое растяжение. Были предусмотрены испытания на осевое растяжение и изгиб образцов с боковыми и полуэллиптическими трещинами при статическом и циклическом нагружениях для оценки влияния растягивающих напряжений от инерционных усилий и изгибающих моментов. Совместное влияние этих нагрузок на распространение усталостных трещин исследовалось на образцах внецентренного растяжения.

Особое внимание было уделено оценке предельного состояния комлевой части лопасти, в связи с имевшимися случаями отрыва лопастей во время набора высоты [2]. Комлевая часть имеет осесимметричную форму, по поверхности которой для крепления лопасти наносится круглая резьба, при этом по дну канавок возможно возникновение и развитие кольцевой трещины в процессе эксплуатации.

При проведении расчетов были приняты средние значения механических характеристик сплава Д1 – $\sigma_{0,2} = 300$ МПа и $\sigma_B = 500$ МПа. Эксплуатационное максимальное растягивающее напряжение от действующих усилий в расчетном сечении составляет $\sigma_3 = 80$ МПа. С учетом коэффициента безопасности $F = 1,5$ и коэффициента максимальной перегрузки $n_{max} = 3,0$ расчетное напряжение составит $\sigma_p = F \cdot n_{max} \cdot \sigma_3 = 360$ МПа. Тогда коэффициент запаса прочности по пределу прочности будет $n = \sigma_B / \sigma_p = 1,4$. Примем значение $n = 1,5$.

Оценка остаточной прочности лопасти в случае возникновения кольцевых трещин может быть выполнена на основе концепции предела трещиностойкости [3] с использованием результатов экспериментальных исследований характеристик трещиностойкости сплава Д1, полученных на цилиндрических образцах с кольцевой тре-

щиной в широком диапазоне длин трещин l и диаметров образцов D [4; 5]. Результаты таких исследований представлены на рис. 1 в виде зависимостей критических значений коэффициентов интенсивности напряжений K_C^* , определенных по максимальной нагрузке на диаграмме «нагрузка–смещение берегов трещины» от длины трещины l для значений $D = 90; 70; 35; 17$ мм.

Расчет предельного состояния согласно концепции предела трещиностойкости ведется по критерию [3]

$$K_C^* = I_c, \quad (1)$$

где I_c – предел трещиностойкости, представляющий собой непрерывную совокупность значений предельных коэффициентов интенсивности напряжений K_C^* для всего диапазона длин трещин (включая $l = 0$), и записанного в виде функции от обратного коэффициента запаса прочности по пределу прочности:

$$1/n = \sigma_C^6 / \sigma_B, \quad (2)$$

где σ_C^6 – разрушающее напряжение в брутто-сечении.

Тогда зависимость $K_C^* - \sigma_C^6 / \sigma_B$, согласно определения, есть предел трещиностойкости и она может быть записана в виде $I_c - 1/n$. Расчет значений K_C^* проводили по формуле [6]:

$$K_C^* = \sigma_C^6 \frac{\sqrt{2\pi D}}{4} \frac{\sqrt{1-d/D}}{(d/D)^3} \cdot F(d/D), \quad (3)$$

где d – диаметр нетто-сечения; $F(d/D)$ – поправочная функция, учитывающая геометрию образца.

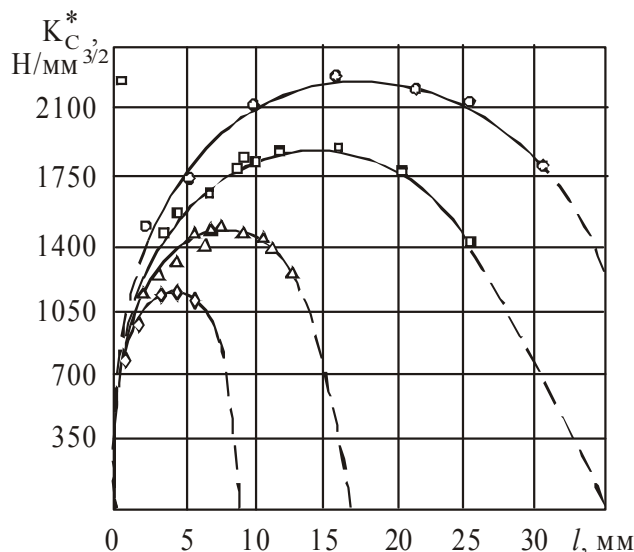


Рис. 1. Зависимость предельных значений коэффициентов интенсивности напряжений от длины трещины для цилиндрических образцов из сплава Д1:
○ – $D = 90$ мм; □ – 70 мм; Δ – 35 мм; ◇ – 17 мм

Формулу (3) с учетом соотношений (1) и (2) можно записать через величину σ_B и n

$$I_c = K_C^* = \sigma_B \frac{\sqrt{2\pi D}}{4n} \frac{\sqrt{1-d/D}}{(d/D)^3} F(d/D). \quad (4)$$

Из выражения (4) следует, что коэффициент интенсивности напряжений зависит от коэффициента запаса прочности n и имеет вид

$$K_C^* = K_C^*(n) = I_c(n). \quad (5)$$

Варьируя величину n можно получить серию кривых $K_c^* - l$ ($l = D(1-d/D)/2$) для заданных значений диаметра D (рис. 2).

Для определения допускаемой длины трещины в выражениях (1) и (5) (рис. 2, а) необходимо ввести коэффициент запаса прочности по пределу трещиностойкости m , показывающий, во сколько раз необходимо увеличить значения K_c^* за счет увеличения длины трещины при неизменных нагрузках и запасах прочности n , чтобы они достигли предельных величин, т. е.

$$I_c(n)/m = I_c(n)/m = K_c^*(n). \quad (6)$$

По этому выражению определяются значения $K_c^*(n)$ для разных запасов m , используя экспериментальные данные, представленные на рис. 1. Соответствующие результаты расчета по формулам (4) и (6) для коэффициентов $m = 1,0; 1,5; 2,0; 2,5$ приведены на рис. 2, б. Критическая длина трещины l_c при конкретном значении коэффициента n определяется графически (рис. 2) при $m = 1$. В нашем случае $n = 1,5$, и тогда критическая длина трещины по результатам эксперимента при $m = 1$ составит $l_c = 6,15$ мм. Коэффициент запаса по длине трещины рекомендуется принимать $m = 2,0 \dots 4,0$. Зная, что $m = 2,5$, получим допускаемую длину трещины $[l] = 2,6$ мм.

Значения предела трещиностойкости могут быть определены расчетным путем. Если предположить, что независимо от исходной длины трещины разрушающее напряжение по нетто-сечению $\sigma_c^H = \sigma_B$ (согласно I теории прочности) и имея в виду, что $\sigma_c^H = \sigma_c^0 (d/D)^2$, получим связь между относительной длиной трещины и коэффициентом запаса n :

$$\frac{d}{D} = \sqrt{\frac{1}{n}}. \quad (7)$$

Справедливость данного предположения подтверждается экспериментальными результатами испытаний гладких образцов и образцов с трещинами при различных значениях d/D (рис. 3). Подставляя формулу (7) в (4) получаем зависимость

$$I_c = \sigma_B \frac{\sqrt{2\pi D}}{4n} \sqrt{\frac{1-\sqrt{1/n}}{(\sqrt{1/n})^3}} \cdot F\left(\sqrt{1/n}\right). \quad (8)$$

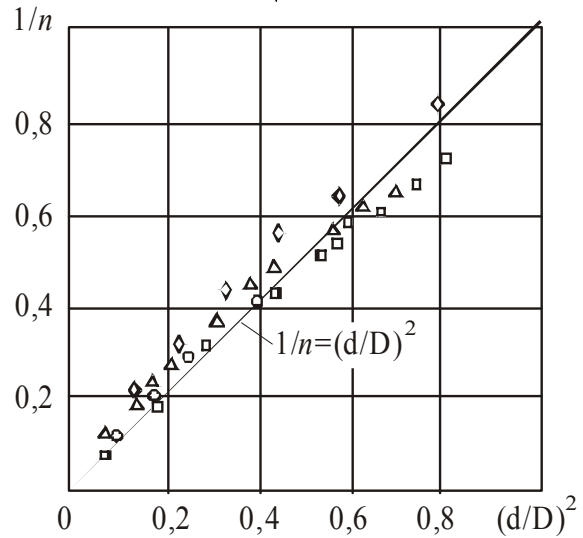


Рис. 3. Зависимость обратного коэффициента запаса прочности $1/n = \sigma_c^0/\sigma_B$ от относительной длины трещины: $\circ - D = 90$ мм; $\square - 70$ мм; $\Delta - 35$ мм; $\diamond - 17$ мм

При варьировании n могут быть построены расчетные кривые $I_c/m - 1/n$ (рис. 2, б). При $m = 1$ расчетная кривая с достаточной степенью точности соответствует экспериментальным точкам, полученным при испытаниях образцов с $D = 70$ мм. Критическая длина трещины при определении по расчетной зависимости I_c равна $l_c = 6,54$ мм.

Значения K_c^* зависят от наибольшего диаметра образцов (рис. 1), и это определяет существование аналогичной зависимости для значений I_c (рис. 4). Учет этого факта возможен путем введения относительного предела трещиностойкости в форме (рис. 4, а):

$$\frac{I_c}{\sigma_B \sqrt{D}} = \frac{\sqrt{2\pi}}{4n} \sqrt{\frac{1-\sqrt{1/n}}{(\sqrt{1/n})^3}} \cdot F\left(\sqrt{1/n}\right). \quad (9)$$

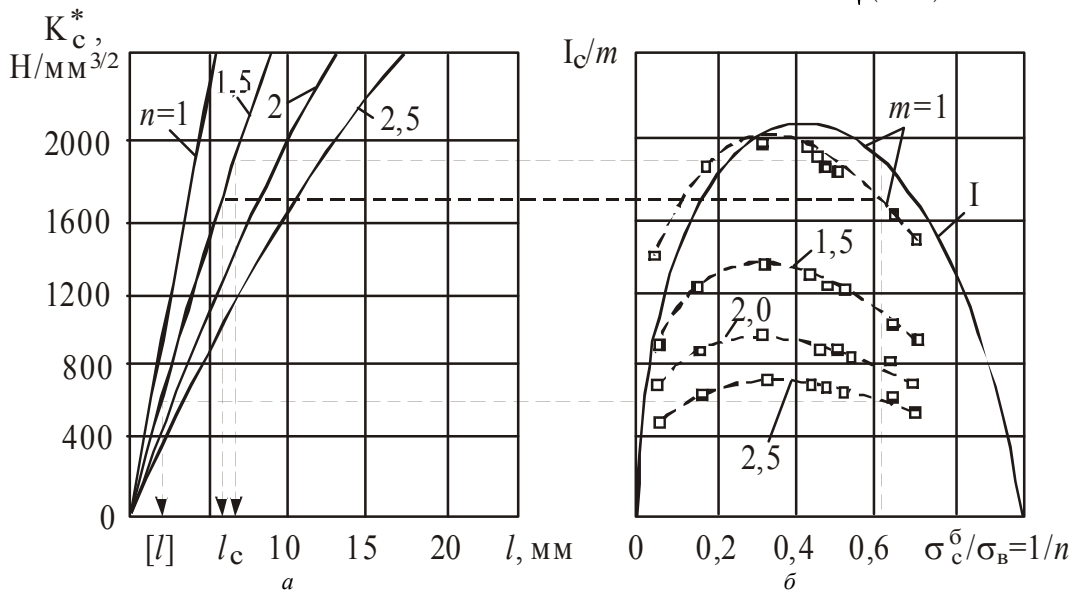


Рис. 2. Зависимость расчетных значений K_c^* (уравнение 4) при различных коэффициентах n от длины трещины l (а) и предела трещиностойкости I_c (б) при различных коэффициентах m для серии образцов $D = 70$ мм: \square – экспериментальные точки; I – расчет по уравнению (8) при $m = 1$

Расчетная кривая по уравнению (9) удовлетворительно описывает (рис. 4, б) результаты испытаний образцов с $D = 90; 70$ мм и дает заниженные значения по сравнению с результатами испытаний образцов с диаметром $D = 35; 17$ мм. Несоответствие этих результатов можно объяснить тем, что образцы малого диаметра разрушаются при развитых пластических деформациях, при этом $\sigma_c^H > \sigma_B$, т. е. нарушается принятое при выводе формулы (9) условие $\sigma_c^H = \sigma_B$.

Из рис. 4, б следует, что критические длины трещин могут определяться с удовлетворительной точностью по уравнению (8), начиная с диаметра $D = 70$ мм и выше, т. е. отсюда следует вывод, что размеры критических l_c и допускаемых $[l]$ длин трещин, определенные на образцах с $D = 70$ мм (см. рис. 2), будут соответствовать критическим и допускаемым длинам трещин, возникающих в натурном сечении концевой части лопасти.

Для оценки предельных состояний лопасти на стадии развития дефекта при циклическом нагружении в качестве исходной информации необходимо иметь диаграммы циклического разрушения, устанавливающие связь между скоростью роста трещины и величиной коэффициента интенсивности напряжений. Такие диаграммы были получены по результатам усталостных испытаний образцов, имеющих боковые и полуэллиптические трещины и вырезанных из различных участков лопасти, на трехточечный изгиб, осевое и внецентренное растяжение. Диаграммы циклического разрушения, представленные для отдельных испытаний на рис. 5, удовлетворительно описываются степенным уравнением Пэриса

$$\frac{dl}{dN} = C(\Delta K)^n, \quad (10)$$

где C, n – постоянные материала и условий испытания; ΔK – размах коэффициента интенсивности напряжений.

Возможность разрушения лопасти на определенной стадии развития усталостной трещины при наличии динамических перегрузок требует определения характеристик трещиностойкости материала при динамическом

нагружении. Были проведены испытания образцов с боковой трещиной двух типоразмеров по ГОСТ 9454–78 на трехточечный изгиб в широком диапазоне скоростей нагружения, характеризующихся скоростью изменения коэффициента интенсивности напряжений $\dot{K}_I = 10^{-1} \dots 10^5$ Н·мм^{-3/2}/мин. Кроме того, были проведены ударные испытания ($\dot{K}_I \cong 10^5$ Н·мм^{-3/2}/мин) при пониженных температурах (до -180 °С). Как и следовало ожидать, учитывая малую чувствительность алюминиевых сплавов к скорости деформирования, полученные значения K_c^d динамического коэффициента интенсивности напряжений практически не зависят от скорости нагружения. Совместное действие динамического нагружения и пониженных температур, как одних из основных охрупчивающих факторов, также мало сказывается на сопротивлении сплава Д1 развитию трещин. В процессе эксплуатации для лопасти следует ожидать изменение величины \dot{K}_I от 10^3 до 10^5 Н·мм^{-3/2}/мин. Тогда, полученные в этом диапазоне значения K_c^d , средняя величина которых составила $K_c^d = 500$ Н/мм^{3/2}, могут быть использованы в качестве ориентировочных расчетных характеристик для консервативной оценки остаточной прочности лопасти при наличии дефектов в условиях возможных ударных перегрузок.

Результаты циклических и динамических испытаний образцов были использованы при рассмотрении кинетики роста полуэллиптической трещины, являющейся наиболее вероятным дефектом для лопасти. Исходные размеры трещины назначались с учетом возможностей дефектоскопического контроля, позволяющего выявлять поверхностные дефекты длиной 1,5...6,0 мм, в зависимости от типа искательных головок дефектоскопа [7]. Начальная глубина трещины была принята $l_0 = 1,0$ и 3,0 мм при соотношении полуосей $l_0/2a = 0,2$. Расчет числа циклов N , на основе выражения (10), при увеличении начального дефекта с размером l_0 производился по формуле

$$N = \frac{2}{(n-2)CM^{n/2}\Delta\sigma^n} \left(\frac{1}{l_0^{(n-2)/2}} - \frac{1}{l_f^{(n-2)/2}} \right), \quad (11)$$

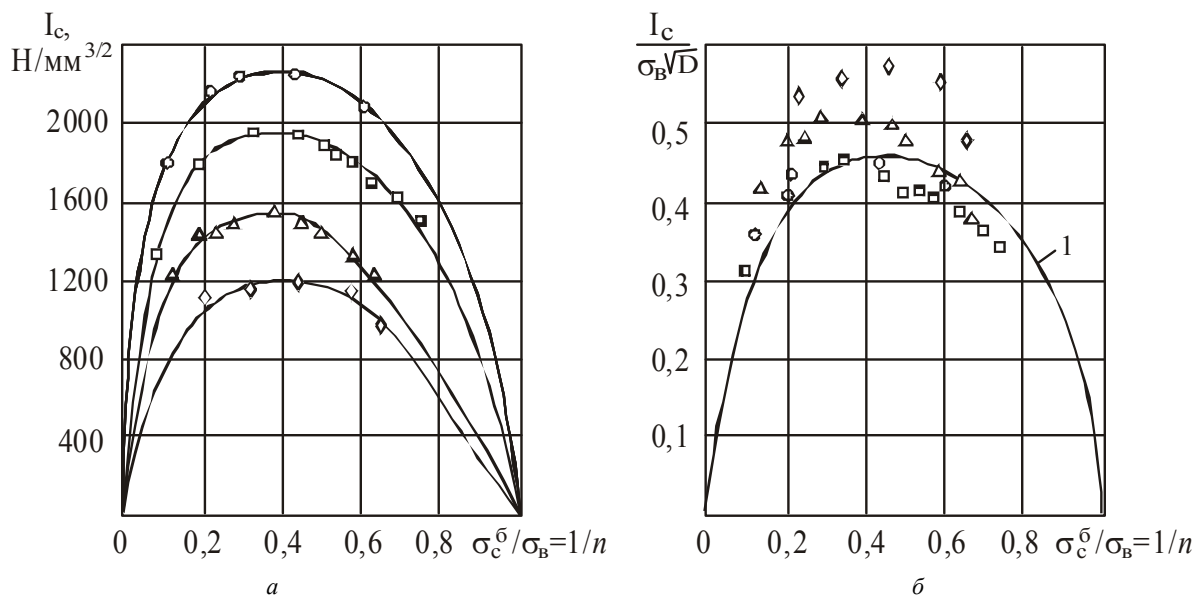


Рис. 4. Зависимость предела трещиностойкости I_c для образцов различных диаметров (а) и относительного предела трещиностойкости $I_c/(\sigma_B\sqrt{D})$ (б): \circ – $D = 90$ мм; \square – 70 мм; Δ – 35 мм; \diamond – 17 мм

где l_f – текущая длина усталостной трещины; M – параметр формы трещины в выражении, определяющем коэффициент интенсивности напряжений [8].

$$\Delta K = \Delta \sigma \sqrt{M \cdot l} \quad (12)$$

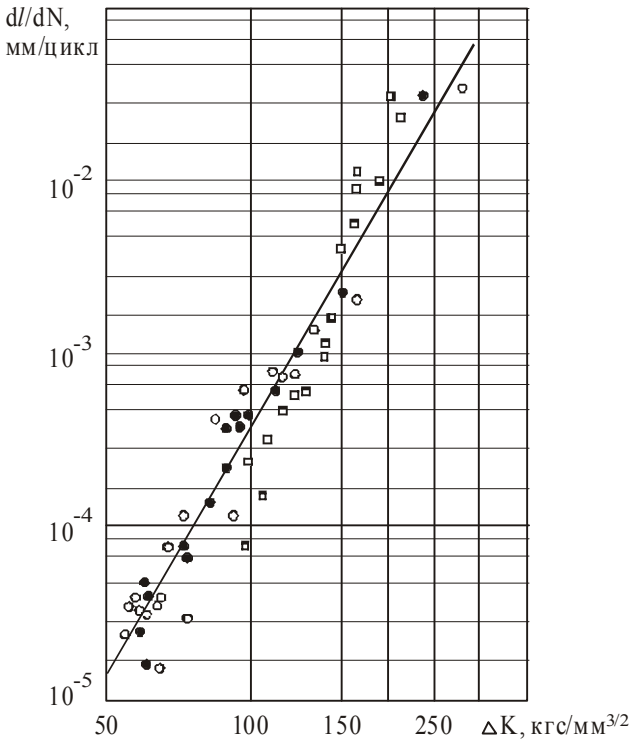


Рис. 5. Диаграммы циклического разрушения образцов, вырезанных из наиболее нагруженных участков лопасти:
 ○ ● – трехточечный изгиб образцов с боковой трещиной;
 □ – внецентренное растяжение. ○ – горбушка;
 ● – рабочая поверхность лопасти

На рис. 6, а для разных величин размаха напряжений $\Delta \sigma = 60; 80; 120$ МПа при $M = 2,9$ показаны, рассчитанные по уравнению (11), кривые роста трещины l_f в зависимости от числа циклов N . При расчете использованы значения коэффициентов $C = 3,110^{-14}$ и $n = 5,0$, полученные при обработке результатов циклических испытаний образцов (см. рис. 5). Если из (11) выразить длину трещины l_f и подставить в (12), как это сделано в работе [9], то получим связь между коэффициентом интенсивности напряжений K_I и числом циклов нагружения (рис. 6):

$$K_I = \frac{\Delta \sigma M^{1/2}}{\left[\frac{1}{l^{(n-2)/2}} - \frac{(n-2)}{2} N \cdot C \cdot M^{n/2} \cdot \Delta \sigma^n \right]^{1/(n-2)}} \quad (13)$$

С использованием этого выражения для исходной длины трещины $l_0 = 3,0$ мм рассчитаны зависимости $K_I - N$ (рис. 6, б) для тех же самых значений $\Delta \sigma$. Данные зависимости отражают изменение коэффициента интенсивности напряжений за счет увеличения размера дефекта с ростом числа циклов нагружения. Учитывая возможность динамических перегрузок лопасти уровень значений K_I (рис. 6, б) должен быть ограничен минимальной величиной $K_c^0 = 500$ Н/мм^{3/2}. Исходя из этого можно определить для различных амплитуд циклических напряжений критические размеры трещин и числа циклов нагружения,

при которых возможно разрушение лопасти при динамических перегрузках. Рассматривая связь между напряжениями и критическими числами циклов можно построить кривую усталости (рис. 7), соответствующую предельному состоянию разрушения лопасти, имеющей исходный дефект $l_0 = 3$ мм (кривая 1). Разрушение лопасти только под действием циклического нагружения без учета динамических перегрузок описывается кривой усталости 2, а для лопасти, имеющей исходный дефект $l_0 = 1$ мм – кривой 3. Здесь же представлена кривая усталости лопастей воздушных винтов без исходной дефектности (кривая 4), построенная по стадии окончательного разрушения в результате проведения натурных стендовых испытаний [1].

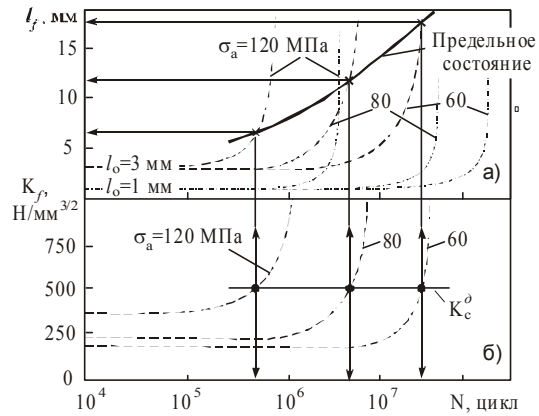


Рис. 6. Зависимости длины усталостной трещины (а) и коэффициента интенсивности напряжений (б) от числа циклов нагружения для заданных значений $\Delta \sigma_a$

Анализ кривых усталости позволяет сделать определенные выводы. При наличии в лопасти повышенной исходной макродефектности (поверхностная трещина глубиной до 3 мм) по данным расчетно-экспериментальной оценки наблюдается снижение долговечности в 6...8 раз. Снижение исходной дефектности от $l_0 = 3$ мм до $l_0 = 1$ мм при том же уровне циклических напряжений приводит к увеличению долговечности в 3...6 раз. При допущенном уровне повреждения лопасти трещинами ($l_0 = 3$ мм) снижение запаса по отношению к стадии разрушения лопасти, не содержащей исходной дефектности (рис. 7), по напряжениям составляет 1,5...1,7 раза, а по числу циклов нагружения с учетом динамических перегрузок снижение запаса увеличилось до 10 раз.

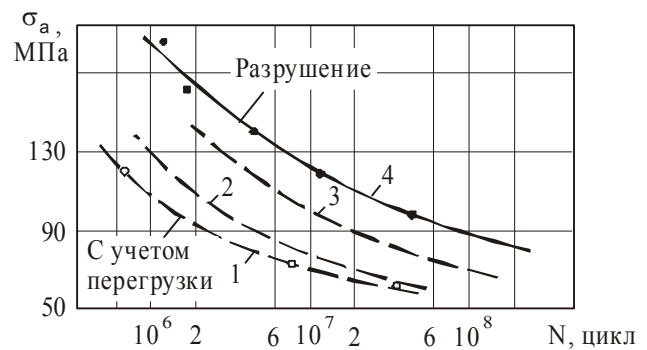


Рис. 7. Кривые усталости лопастей: 1, 2, 3 – расчет; 4 – эксперимент; 2 – $l_0 = 3,0$ мм; 3 – $l_0 = 1,0$ мм

Таким образом, расчетно-экспериментальный анализ результатов статических, циклических и динамических испытаний позволил рассмотреть вопрос о допустимых размерах дефектов в лопасти и критических числах циклов нагружения. Обращает на себя внимание резкое увеличение коэффициентов интенсивности напряжений и повышение скоростей развития усталостных трещин на определенной стадии циклического нагружения, что указывает на необходимость более тщательного дефектоскопического контроля трещин в лопастях не по количеству часов налета, а по числу взлетов и посадок. Назначение сроков периодического контроля, обеспечивающих безопасность полетов при эксплуатации лопастей по состоянию, требует дополнительных статистических данных об эксплуатационной нагруженности, законах развития усталостных трещин и характеристиках трещиностойкости материала.

Библиографический список

1. Степнов, М. Н. Сопротивление лопастей воздушных винтов самолетов Проблемы прочности / М. Н. Степнов, А. С. Серегин, О. В. Леонова, Ю. Л. Сухоросов, Е. Н. Куликов, Э. В. Дунаев. 1977. № 5.
2. Савкина, И. А. Прочность и долговечность авиационных конструкций. Обзор по материалам иностран-

ной печати / И. А. Савкина, В. В. Кирич. М. : ЦНТИ ГА, 1976.

3. Партон, В. З. Механика упругопластического разрушения / В. З. Партон, Е. М. Морозов. М. : Наука, 1974.
4. Махутов, Н. А. Характеристики механики разрушения в связи с размерами трещин / Н. А. Махутов, В. В. Москвичев // Машиноведение. 1983. № 6. С. 67–71.
5. Трещиностойкость и механические свойства конструкционных материалов технических систем / В. В. Москвичев, Н. А. Махутов, А. П. Черняев и др. Новосибирск : Наука, 2002.
6. Андрейкив, А. Е. К теории предельного равновесия цилиндрического образца с внешними кольцевыми трещинами / А. Е. Андрейкив, В. В. Панасюк, Н. Н. Панько // ФХММ. 1974. № 3. С. 29–39.
7. Дефектоскопия деталей при эксплуатации авиационной техники / под ред. П. И. Беды. М. : Воениздат, 1978.
8. Браун, У. Испытания высокопрочных металлических материалов на вязкость разрушения при плоской деформации / У. Браун, Дж. Сроули ; пер. с англ. под ред. Б. А. Дроздовского. М. : Мир, 1972.
9. Васильченко, Г. С. Расчет на прочность массивных конструкций, содержащих дефекты / Г. С. Васильченко, Е. М. Морозов // Вестник машиностроения. 1977. № 3. С. 72–77.

N. A. Makhutov, V. V. Moskvichev, A. S. Seregin, M. N. Stepanov

ESTIMATION OF PLANE'S BLADE MARGINAL STATES

The main types of plane's blade marginal states are considered. Experimental calculated estimation of the retained strength and blade life time at static and cyclic loading are calculated. The ultimate and permissible dimension of cracks are determined. The calculated exhaust curves are received. It let make a conclusion about safety life time factor with the initial malfunction availability.

Keywords: exhaust safety, blades, constructions, planes.

УДК 531:519.6

Р. Н. Хамитов

УГЛОВЫЕ КОЛЕБАНИЯ АМОРТИЗИРУЕМОГО ОБЪЕКТА С ПАССИВНОЙ СИСТЕМОЙ ДЕМПФИРОВАНИЯ

Исследуются угловые движения амортизируемого объекта с упругим подвесом и пассивным демпфированием. Рассмотрены приближенные решения для нестационарного сейсмоздействия и приводятся результаты численного моделирования переходных процессов с помощью прикладной программы Matlab.

Ключевые слова: угловые движения, пассивная система демпфирования.

Особое место при анализе динамики амортизируемых объектов (АО) занимают угловые движения. Крупногабаритный объект можно рассматривать в первом приближении как абсолютно твердое тело на упругом подвесе, а возмущение, действующее на объект со стороны основания, как кинематическое возмущение. В этом случае, как это следует из справочника [1], для простейшего одномерного случая прямолинейного движе-

ния и при кинематическом гармоническом возмущении со стороны основания цель защиты объекта может заключаться в уменьшении амплитуды абсолютного ускорения (перегрузки) объекта. Степень реализации цели характеризуется безразмерным коэффициентом эффективности K :

$$K = a / (w^2 x_0),$$