

АНАЛИЗ ДОПУСКАЕМЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ДЛЯ РЕГУЛЯРНЫХ ЗОН КРЫЛА И РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ТУРБУЛЕНТНОСТИ АТМОСФЕРЫ

На этапе проектирования важно знать величину допускаемых напряжений, обеспечивающих требуемый ресурс конструкции. При проведении расчетов ресурса силовую конструкцию рассматривают состоящей из так называемых регулярных зон и зон конструктивной нерегулярности. К регулярным зонам относят участки конструкции, содержащие не устранимые концентраторы напряжений в виде отверстий под заклепки или болты в сборных конструкциях, сварные точки или продольные швы в сварных конструкциях. В регулярных зонах наблюдается полное включение продольных силовых элементов в работу, крепежные элементы или не нагружены, или нагружены только от сдвига. Долговечность регулярных зон ограничивает ресурс конструкции «сверху».

При определении допускаемых напряжений для регулярной зоны необходимо учитывать усталостные характеристики конструкционного сплава, уровень расчетных напряжений и типовой спектр нагружения в эксплуатации, который основан на графике типового полета – изменении скорости, высоты полета и веса самолета от времени.

Отраслевой стандарт «Модель турбулентности атмосферы» ОСТ 1 02514-84 [1] устанавливает дискретные и непрерывные характеристики турбулентности атмосферы, влияющие на прочность, выносливость конструкции, динамику полета летательных аппаратов для всех стадий проектирования, испытаний и эксплуатации. Рассмотрим последовательно эти две схемы в расчете допускаемых напряжений.

1. Схема дискретных порывов

В стандарте регламентирована интегральная повторяемость дискретных вертикальных воздушных порывов на 1 км пролетаемого самолетом пути в зависимости от высоты полета, превышающих вертикальную скорость заданной величины

$$F(w) = F_0 e^{-\frac{w}{C_w}}, \quad (1)$$

где F_0 и C_w – параметры интегральной повторяемости порывов, зависящие от высоты полета;

F_0 – общее число порывов на 1 км пути;

$F(w)$ – число порывов на 1 км пути с вертикальной скоростью, превышающей w .

Приращение вертикальной перегрузки Δn_y в центре тяжести самолета зависит от вертикальной скорости порыва

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha \rho_0 V_u W}{2\rho} \cdot K, \quad (2)$$

где K – коэффициент ослабления порыва, который необходимо находить так:

$$K = 0.8 \frac{1 - e^{-\chi}}{\chi}, \quad \chi = \frac{C_y^\alpha q \rho_H \Delta l}{2\rho}, \quad \rho = \frac{mq}{S_{кр}},$$

где ρ – удельная нагрузка на крыло при рассматриваемой массе самолета m ;

q – ускорение свободного падения;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

C_y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки;

Δl – длина переходного участка трапецевидного порыва, равная 30 м;

ρ_0, ρ_H – плотность воздуха по таблице стандартной атмосферы соответственно на уровне моря и на высоте H ;

V_u – индикаторная скорость полета на рассматриваемой высоте, приведенная к плотности воздуха у земли

$$V_u = V \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}},$$

V – скорость полета на высоте H .

Следует отметить, что сбор и обработка статистических данных о скоростях воздушных порывов проведены по результатам измерений в полете приращений перегрузки. Скорости порывов находили так:

$$w = \frac{2\Delta n_y P}{\rho_0 V_u C_y^\alpha K}. \quad (3)$$

Каждый из трех основных этапов полета, включающих в себя набор высоты, крейсерский полет, снижение, разобьем по времени на несколько режимов полета с постоянными для каждого режима скоростью, высотой и весом самолета. Общее число режимов за весь типовой полет обозначим через r . Определим высоту H_j , скорость V_j , вес G_j , пролетаемый путь L_j для каждого j -го режима полета.

С учетом пути L_j , пролетаемом на j -м режиме, число порывов, превышающих скорость w , составит

$$F_j(w) = L_j F_{oj} e^{-\frac{w}{C_{wj}}}. \quad (4)$$

Подставим в (4) зависимость (3), введем обозначение

$$C_{nj} = \frac{C_y^\alpha \rho_0 V_{uj} C_{wj}}{2P_j} \cdot K_j. \quad (5)$$

Тогда

$$F_j(\Delta n_y) = L_j F_{oj} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} . \quad (6)$$

Вероятность превышения перегрузки Δn_y на j -м режиме

$$P_j(\Delta n_y) = \frac{F_j(\Delta n_y)}{L_j F_{oj}} = e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} .$$

Плотность распределения вероятности приращений перегрузки найдем как

$$\varphi_j(\Delta n_y) = \left| \frac{dP_j(\Delta n_y)}{d\Delta n_y} \right| = \frac{1}{C_{nj}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} .$$

Вероятность попадания в интервал $d\Delta n_y$ составит

$$\varphi_j(\Delta n_y) d\Delta n_y .$$

Поскольку общее число перегрузок на режиме $L_j F_{oj}$, приращение числа циклов нагрузок

$$dn = L_j F_{oj} \varphi_j(\Delta n_y) d\Delta n_y ,$$

или

$$dn = \frac{L_j F_{oj}}{C_{nj}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y .$$

Накопленное на j -м режиме усталостное повреждение в соответствии с принятой в отрасли линейной гипотезой суммирования усталостных повреждений составит

$$D_j = \int \frac{dn}{N} = \frac{L_j F_{oj}}{C_{nj}} \int \frac{1}{N} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y . \quad (7)$$

Число циклов до разрушения N при регулярном нагружении элемента конструкции при напряжениях, соответствующих приращению перегрузки $d\Delta n_y$, найдем с учетом того, что положительным значениям скоростей вертикальных воздушных порывов соответствуют такие же по величине, но отрицательные значения. В условиях горизонтального полета максимальная и минимальная перегрузки цикла нагружения имеют вид

$$n_{y\max} = 1 + \Delta n_y ;$$

$$n_{y\min} = 1 - \Delta n_y .$$

В соответствии с формулой Одингга эквивалентное приращение перегрузки, соответствующее отнулевому циклу нагружения, найдем так:

$$\Delta n_{y \text{ экв}} = \sqrt{2\Delta n_y(1 + \Delta n_y)}. \quad (8)$$

Эквивалентное напряжение от нулевого цикла нагружения составит

$$\sigma_{\text{экв}} = \sigma_{n_y=1} \cdot \Delta n_{y \text{ экв}},$$

или

$$\sigma_{\text{экв}} = \sigma_{n_y=1} \cdot \sqrt{2\Delta n_y(1 + \Delta n_y)}. \quad (9)$$

где $\sigma_{n_y=1}$ – напряжение при единичной перегрузке. В общем случае напряжения в нижней панели крыла пропорциональны изгибающим моментам. Но на этапе проектирования конструкции, принимая линейную зависимость вертикальной перегрузки в центре тяжести от веса самолета, можно приближенно учесть изменение напряжений при единичной перегрузке на каждом режиме типового полета следующим образом [2]:

$$\sigma_{n_y=1} = \sigma_{n_y=1}^p \cdot \frac{G_j}{G_0},$$

где $\sigma_{n_y=1}^p$ – напряжения от единичной перегрузки при расчетном весе;

G_j – текущий вес самолета на j -м этапе типового полета;

G_0 – расчетный вес самолета.

При полете самолета в турбулентной атмосфере порывы с большой скоростью встречаются достаточно редко, но действует большое количество порывов с относительно малой скоростью. Основное усталостное повреждение вносят именно такие порывы. При малых скоростях вертикальных порывов мало и приращение перегрузки, а значит, и эквивалентное напряжение. Для того чтобы не завышать в расчете накапливаемое усталостное повреждение от действия малых порывов, уравнение кривой усталости можно принять в виде ломаной прямой в логарифмических координатах [3], тогда

$$N = N_0 \left(\frac{\sigma_0}{\sigma} \right)^m, \quad (10)$$

где N_0 и σ_0 – координаты точки перелома кривой усталости элемента конструкции с эффективным коэффициентом концентрации напряжений $K_{\text{эф}}$.

Напряжение σ_0 найдем так:

$$\sigma_0 = \sigma_{\text{ост}} \cdot \frac{3}{K_{\text{эф}}},$$

где $\sigma_{\text{ост}}$ – напряжение, соответствующее точке перелома кривой усталости стандартного образца с отверстием, для которого эффективный коэффициент концентрации напряжений принят равным трем.

Величина показателя степени m зависит от действующего напряжения. В работе [3] отмечено, что наклон кривой усталости в области большой долговечности изменяется. Для этой области предложено принимать показатель степени $m = 2m_1 - 1$, а в качестве точки перелома кривой – напряжение, соответствующее числу циклов $N = 5 \cdot 10^5$. Показатель степени кривой усталости выше точки перелома равен $m = m_1$.

После подстановки (9) в уравнение (10) получим

$$N = N_o \left(\frac{\sigma_o}{\sigma_{n_y=1}} \right)^m (2\Delta n_y (1 + \Delta n_y))^{-\frac{m}{2}}. \quad (11)$$

Зависимость для расчета накопленного повреждения на j -м режиме (7) с учетом (11) для дискретной схемы атмосферной турбулентности примет вид

$$D_j = \frac{L_j F_{oj}}{N_o C_{nj}} \int \left(\frac{\sigma_{n_y=1}}{\sigma_o} \right)^m (2\Delta n_y (1 + \Delta n_y))^{\frac{m}{2}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y. \quad (12)$$

2. Схема непрерывной атмосферной турбулентности

Турбулентность атмосферы можно представить в виде непрерывного случайного процесса с различной интенсивностью скоростей воздушных порывов. Спектральная плотность мощности (СПМ) интенсивностей скоростей воздушных порывов согласно модели Кармана имеет следующий вид:

$$\Phi_W(\Omega) = C_W^2 \cdot \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1,339 \cdot L \cdot \Omega)^2}{\left[1 + (1,339 \cdot L \cdot \Omega)^2\right]^{\frac{11}{6}}}, \quad (13)$$

где Ω – пространственная частота;

L – интегральный масштаб турбулентности;

C_W – интенсивность вертикальных скоростей воздушных порывов.

Функцию плотности распределения среднеквадратических значений C_W при полете в турбулентной атмосфере следует задавать так [2]:

$$f(C_W) = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{P_1}{b_1} \cdot \exp\left(-\frac{C_W^2}{2b_1^2}\right) + \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{P_2}{b_2} \cdot \exp\left(-\frac{C_W^2}{2b_2^2}\right), \quad (14)$$

где P_1 , P_2 – вероятность полета в зоне умеренной и интенсивной турбулентности соответственно;

b_1 , b_2 – коэффициенты, характеризующие соответственно умеренную и интенсивную турбулентность.

Согласно линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений в работе [4] получено выражение для расчета повреждаемости на j -м этапе типового полета с явным учетом асимметрии цикла нагружения:

$$D_j = \frac{N_{0j} \cdot \sigma_{n_y=1}^m \cdot \tau_j}{A} \cdot \int_{\sigma_w} I(C_W) \cdot f(C_W) dC_W, \quad (15)$$

где

$$I(C_W) = \int_{\Delta n_y} \left[2 \cdot \Delta n_y \cdot (1 + \Delta n_y) \right]^{\frac{m}{2}} \cdot \frac{\Delta n_y}{C_{\Delta n_y}^2} \cdot e^{-\frac{\Delta n_y^2}{2C_{\Delta n_y}^2}} d\Delta n_y; \quad (16)$$

$C_{\Delta n_y}^2$ – дисперсия стационарного случайного процесса нагружения:

$$C_{\Delta n_y}^2 = \int_0^{\infty} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega = \int_0^{\infty} |T_{\Delta n_y}(\Omega)|^2 \cdot C_{W_i}^2 \cdot \bar{\Phi}_W(\Omega) d\Omega; \quad (17)$$

N_{0j} – среднее число пересечений нагрузками среднего уровня в единицу времени. Для каждого j -го этапа типового полета эту величину следует определять согласно формуле Райса [5]

$$N_0 = \frac{V}{2\pi} \sqrt{\frac{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) \cdot \Omega^2 d\Omega}{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}}, \quad (18)$$

где τ_j – время полета на j -м этапе;

$\Phi_{\Delta n_y}(\Omega)$ – СПМ повреждающего силового фактора, в качестве которого может выступать приращение вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета:

$$\Phi_{\Delta n_y}(\Omega) = \Phi_W(\Omega) \cdot |T_{\Delta n_y}(\Omega)|^2; \quad (19)$$

$T_{\Delta n_y}(\Omega)$ – передаточная функция приращений вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета Δn_y от действия вертикального порыва с синусоидальным изменением скорости [6]:

$$T_{\Delta n_y}(\Omega) = \frac{h}{g} \cdot \frac{\Omega}{\sqrt{\Omega^2 + \left(\frac{h}{V}\right)^2}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + \pi \cdot b \cdot \Omega}}, \quad (20)$$

где

$$h = \frac{\rho \cdot V}{2 \cdot m} \cdot C_y^\alpha \cdot S_{кр};$$

b – средняя геометрическая хорда крыла.

Усталостное повреждение от случайных нагрузок на всех режимах типового полета найдем так:

$$D_{сл} = \sum_{j=1}^r D_j. \quad (21)$$

3. Повреждение, вносимое циклом земля-воздух-земля

Рассмотрим определение усталостного повреждения от цикла земля-воздух-земля (ЗВЗ) [3]. Уравнение (6) устанавливает число превышений приращения перегрузки Δn_y на j -м режиме типового полета в рамках дискретной схематизации турбулентности. В случае, когда принята модель непрерывной атмосферной турбулентности, повторяемость вертикальных приращений перегрузок по отдельным участкам следует находить по формуле [1]

$$F_j(\Delta n_y) = N_{0j} \cdot \tau_j \cdot \left[P_{1j} \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_{1j} A_{wj}}\right) + P_{2j} \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_{2j} A_{wj}}\right) \right],$$

где A_{wj} – коэффициент передаточной функции от вертикального порыва к приращению нормальной перегрузки, для каждого j -го этапа типового полета

$$A_w = \sqrt{\frac{\int_0^{\infty} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}{\int_0^{\infty} \Phi_w(\Omega) d\Omega}}.$$

Суммарное число превышений значения Δn_y за типовой полет

$$F_c(\Delta n_y) = \sum_{j=1}^r F_j(\Delta n_y). \quad (22)$$

В соответствии с рекомендациями ЦАГИ [7] для определения максимального приращения перегрузки цикла ЗВЗ необходимо принимать

$$F_c(\Delta n_{y\max}^{ЗВЗ}) = 0,694. \quad (23)$$

Это следует из допущения об экспоненциальном распределении пиковых значений приращения перегрузки за типовой полет

$$P(\Delta n_{y\max}) = e^{-F_c(\Delta n_y)}. \quad (24)$$

В качестве вероятности превышения пиковых значений предложено принимать $P(\Delta n_{y\max}) = 0,5$. В результате логарифмирования (24) при указанном значении вероятности получаем соотношение (23).

Зависимость (23) с учетом (22) позволяет получить условие для нахождения приращения перегрузки цикла ЗВЗ

$$\sum_{j=1}^r L_j F_{oj} \exp\left(-\frac{\Delta n_{y\max}^{3B3}}{C_{nj}}\right) = 0,694. \quad (25)$$

Уравнение (25) легко решить численно относительно $\Delta n_{y\max}^{3B3}$.

Максимальная перегрузка цикла 3B3

$$n_{y\max}^{3B3} = 1 + \Delta n_{y\max}^{3B3}.$$

Максимальное напряжение в рассчитываемом элементе конструкции найдем так:

$$\sigma_{\max}^{3B3} = \sigma_{n_y=1} \cdot n_{y\max}^{3B3}.$$

В качестве минимального напряжения цикла 3B3 обычно принимают значение, пропорциональное $\sigma_{n_y=1}$:

$$\sigma_{\min}^{3B3} = -k \cdot \sigma_{n_y=1}.$$

В работе [3] приведено осредненное для ряда самолетов значение коэффициента $k = 0,5$.

Тогда эквивалентное напряжение отнулевого цикла нагружения, соответствующего циклу 3B3, найдем по формуле Одингга

$$\sigma_{\text{эке}}^{3B3} = \sqrt{\sigma_{\max}^{3B3} (\sigma_{\max}^{3B3} - \sigma_{\min}^{3B3})},$$

или

$$\sigma_{\text{эке}}^{3B3} = \sigma_{n_y=1} \sqrt{n_{y\max}^{3B3} (n_{y\max}^{3B3} + k)}.$$

Число циклов до разрушения при регулярном нагружении с этими напряжениями найдем по формуле (10)

$$N_{3B3} = N_o \left(\frac{\sigma_o}{\sigma_{\text{эке}}^{3B3}} \right)^m.$$

Усталостное повреждение от цикла 3B3 за один типовой полет

$$D_{3B3} = 1 / N_{3B3}.$$

Суммарное повреждение за типовой полет

$$D_c = D_{3B3} + D_{\text{сл}}.$$

Число типовых полетов до разрушения элемента конструкции

$$\lambda = 1 / D_c.$$

Ресурс конструкции в числе типовых полетов составит

$$T = \lambda / \eta, \quad (26)$$

где η – суммарный коэффициент надежности [8].

Допускаемые расчетные напряжения (принимаемые при проектировании конструкции на расчетную перегрузку), которые соответствуют проектному ресурсу, найдем так:

$$\sigma_{доп} = \sigma_{n_y=1} \cdot f \cdot n_y^3, \quad (27)$$

где f – коэффициент запаса, принимаемый равным 1,5;

n_y^3 – эксплуатационная перегрузка.

Зная требуемый ресурс конструкции, по приведенным выше формулам можно определить величину $\sigma_{доп}$, его обеспечивающую.

По предложенной методике выполнен расчет ресурса регулярных зон крыла для ряда неманевренных гражданских самолетов с учетом их типовых профилей полета [2]. На рис. 1 приведена зависимость допускаемых напряжений от проектного ресурса регулярной зоны нижней панели крыла из материала Д16Т (лист) с коэффициентом надежности $\eta = 3$, вычисленная для дискретной (пунктирная линия) и непрерывной (сплошная линия) схем атмосферной турбулентности. Маркерами отмечены результаты экспериментальных исследований выносливости нижних обшивок крыльев пассажирских самолетов, опубликованные в [9].

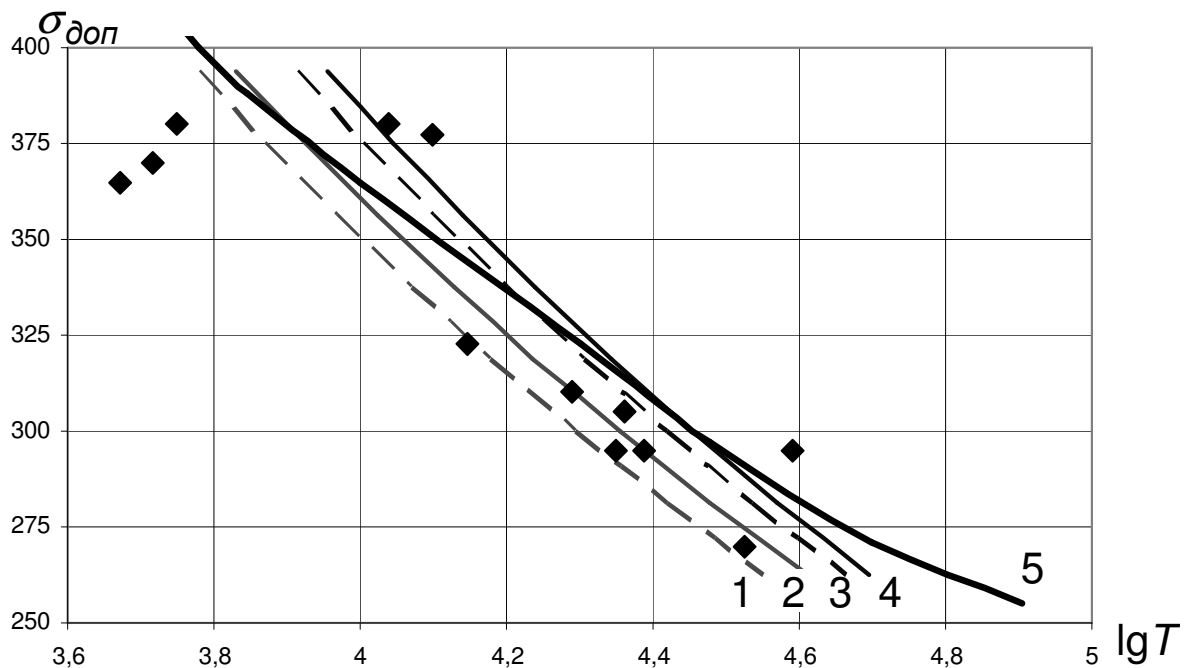


Рисунок 1 – Зависимость расчетных допускаемых напряжений от проектного ресурса конструкции: 1, 2 – самолет Ту-134; 3, 4 – самолет Ил-76; 5 – кривая, рекомендованная ЦАГИ

Можно отметить хорошее согласование экспериментальных данных и расчетных зависимостей допускаемых напряжений от величины проектного ресурса. Расчетные кривые лежат в полосе разброса экспериментальных данных.

Предложенная методика устанавливает аналитическую зависимость допускаемых напряжений для регулярной зоны конструкции крыла большого удлинения от проектного ресурса. Рекомендованная ЦАГИ усредненная кривая 5 не позволяет учесть предполагаемые условия эксплуатации конкретного самолета. Как видно из рис. 1, профиль типового полета влияет на расчетные зависимости.

Методика учитывает конкретный конструкционный материал с использованием его кривой усталости. Это актуально в связи с широким внедрением новых высокоресурсных алюминиевых сплавов, для которых нет достаточного количества экспериментальных данных по выносливости элементов конструкций.

Расчет по схеме дискретных порывов дает результаты в запас прочности до 3,5% относительно расчета по модели непрерывной атмосферной турбулентности.

Список использованных источников

1. ОСТ 1 02514-84. Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.
2. Бойко Т.С. Влияние параметров профиля типового полета на долговечность крыла неманевренного самолета / Т.С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (59). – Х., 2009. – С. 7 – 17.
3. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебенев и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
4. Бойко Т.С. Методика расчета долговечности регулярных зон конструкции самолета с жестким крылом при полете в турбулентной атмосфере / Т.С. Бойко // Повреждение материалов во время эксплуатации, методы его диагностирования и прогнозирования: тр. Междунар. науч.-техн. конф., Тернополь, 21 – 24 сент. 2009 г. – С. 227 – 232.
5. Когаев В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени / В.П. Когаев. – М.: Машиностроение, 1977. – 230 с.
6. Бойко Т.С. Влияние схемы атмосферной турбулентности на коэффициент ослабления порыва / Т.С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (58). – Х., 2009. – С. 97 – 105.
7. Рекомендации по способам расчета усталостного повреждения и оценки ресурса конструкции самолета: отчет ЦАГИ / М., 1971. – № 019520. – 84 с.
8. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР, 3-е изд., НЛГС-3 // МВК СССР. – М., 1984.
9. Машиностроение. Энциклопедия. Т. 4 – 21 Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и Прочность / Ред. В.Г. Дмитриев. – М.: Машиностроение, 2002. – 799 с.

Поступила в редакцию 05.03.10.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. Я.С. Карпов,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*