

УДК 629.735.33

П.А. Фомичев, д-р техн. наук,
Т.С. Бойко, канд. техн. наук

ВЫБОР ДОПУСКАЕМЫХ НАПРЯЖЕНИЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ПРОЕКТНЫЙ РЕСУРС РЕГУЛЯРНОЙ ЗОНЫ КРЫЛА СОЗДАВАЕМОГО САМОЛЕТА

В связи с необходимостью увеличения срока эксплуатации создаваемых самолетов, а также вследствие широкого внедрения новых конструкционных материалов, которые требуют более внимательного исследования усталостных свойств, проблема уточнения действующих на самолет нагрузок и усовершенствования методов расчета допускаемых напряжений, обеспечивающих проектный ресурс, не перестает быть актуальной.

В мировой практике существует несколько основных подходов к проектированию авиационных конструкций. Изначально самолеты создавались по методу обеспечения безопасного ресурса (safe-life). Этот метод гарантирует конкретный период эксплуатации для всего парка самолетов данного типа при принятых одинаковых условиях нагружения без серьезной вероятности катастрофического или опасного усталостного разрушения. Такой подход приводит к завышенным техническим и экономическим затратам, так как после выработки назначенного срока конструкция должна быть списана. Многолетний опыт создания самолетов показал, что при необходимости увеличения ресурса более рациональным является метод эксплуатационной живучести, который включает в себя принципы допустимости повреждения (damage tolerance) и безопасного разрушения (fail-safe). Данный метод основан на предположении, что после повреждения либо разрушения одного или нескольких элементов оставшаяся неповрежденная часть конструкции должна выдерживать в течение определенного времени эксплуатационные нагрузки. В связи с этим метод эксплуатационной живучести дополняется требованием периодических осмотров в течение всего срока эксплуатации каждого самолета. Ремонт либо полная замена элементов конструкции зависят от количества или размера усталостных трещин.

Ресурс самолета ограничен «сверху» долговечностью регулярных зон конструкции планера, которыми в основном являются продольные стыки нижних панелей крыла и продольные стыки внахлест обшивки фюзеляжа. Обнаружить усталостную трещину в этих зонах при осмотре довольно сложно из-за низкой контролепригодности. Учитывая также несовершенство методов расчета накопления усталостных повреждений, проектирование этих продольных стыков целесообразно выполнять по методу безопасного ресурса.

Согласно принципу safe-life одним из важнейших решений, которое необходимо принимать на стадии проектирования самолета, является установление таких номинальных допускаемых напряжений для регулярных зон конструкции, которые в течение всего срока службы обеспечат отсутствие опасных усталостных трещин. Ошибка в выборе расчетных допускаемых напряжений непозволительна, так как завышенная величина $\sigma_{доп}$ приведет к неизбежному разрушению конструкции, а заниженный уровень влечет за собой неоправданное увеличение массы планера [1].

В Энциклопедии [2] опубликованы результаты экспериментов по определению выносливости нижних обшивок крыльев пассажирских самолетов из материала типа Д16Т при коэффициенте надежности $\eta \approx 3$ (рис. 1). Маркерами отмечены экспериментальные данные, сплошной линией – предлагаемая аппроксимирующая зависимость.

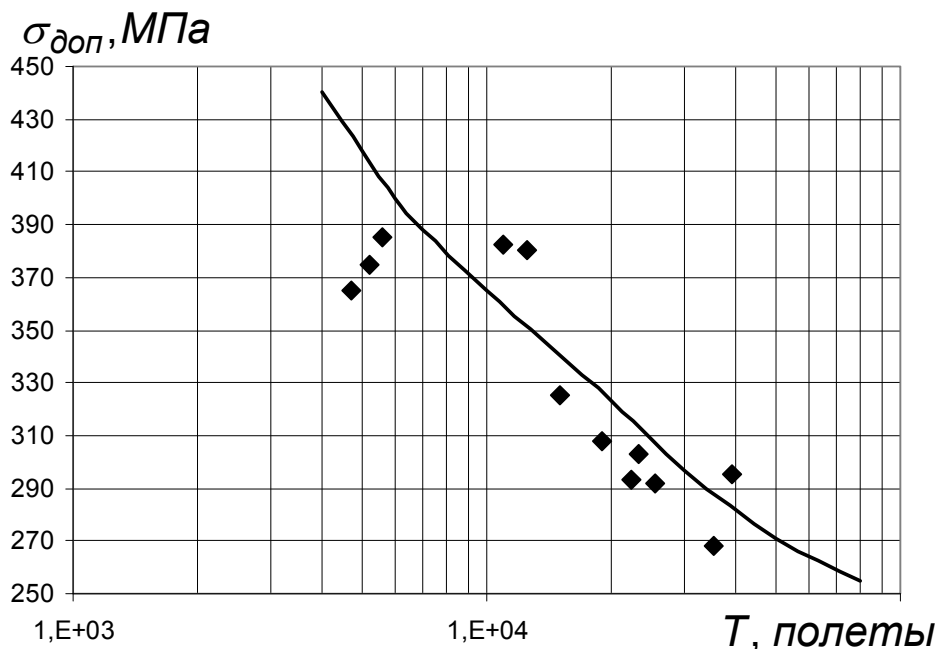


Рисунок 1 – Зависимость допускаемых расчетных напряжений от требуемого ресурса для нижних панелей крыла современного пассажирского самолета

Кривая на рис. 1 характеризует осредненную зависимость допускаемых напряжений в регулярной зоне нижней поверхности крыла от требуемого ресурса

$$T = T(\sigma_{доп}) \quad (1)$$

и не учитывает в явном виде профиль типового полета конкретного самолета.

Существует второй подход к выбору допускаемых напряжений для регулярной зоны конструкции, также рекомендованный ЦАГИ [3]. Действующая в настоящее время отраслевая методика обеспечения безопасного ресурса регулярных зон авиаконструкций основана на

расчете эквивалентного усталостного повреждения программы нагружения, представленной в виде последовательности «полных циклов» [4]. Амплитуда эквивалентных напряжений отнулевого цикла нагружения

$$\sigma_{\text{экв}} = m \sqrt{\sum_i (n_i \cdot \sigma_{0i}^m)}, \quad (2)$$

где n_i - число приведенных отнулевых циклов программы с максимальным значением σ_{0i} на i -й ступени;

m - показатель степени кривой усталости стандартного образца из конструкционного материала.

Расчетную оценку долговечности до образования усталостных трещин N рассматриваемого критического элемента конструкции необходимо выполнять с использованием значения усталостной долговечности такого же элемента, полученной при натурных испытаниях:

$$N = N(\sigma_{\text{экв}}). \quad (3)$$

Величину безопасного ресурса критического элемента следует находить так:

$$T = \frac{N(\sigma_{\text{экв}})}{\eta}, \quad (4)$$

где η - нормируемый суммарный коэффициент надежности [5].

С целью определения ресурсов самолетов в работе [3] были обобщены экспериментальные данные по усталости продольных стыков панелей нижней поверхности крыла (рис. 2) отечественных и зарубежных воздушных судов.

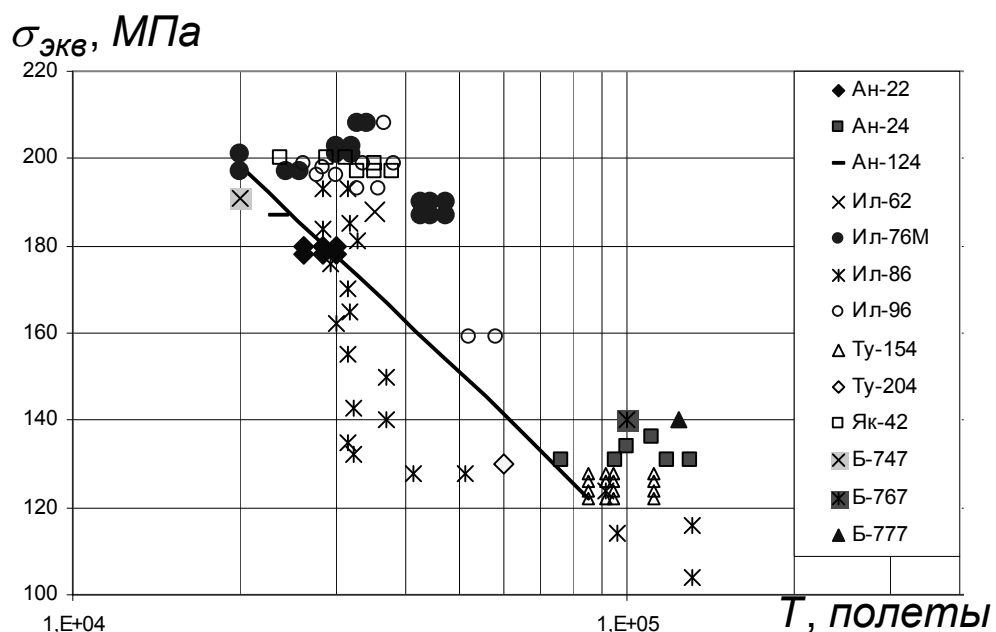


Рисунок 2 – Зависимость эквивалентных напряжений от величины ресурса продольных стыков нижних панелей крыла

В этой работе предложена зависимость ресурса от эквивалентных напряжений, которая определена по „нижней границе экспериментальных данных”. Отмечено, что конструкции российских самолетов выполнены из сплавов Д16Т. Обобщенную кривую на рис. 2 рекомендовано использовать в качестве базовой кривой усталости регулярной зоны нижней поверхности крыла при расчете долговечности по формуле (3), но уже с учетом коэффициента надежности, т.е.:

$$T_{\min} = \frac{C_3}{\sigma_{\text{экв}}^{m_3}}, \quad (5)$$

где C_3 , m_3 - коэффициенты,

$$C_3 = 1,35 \cdot 10^{11}, \quad m_3 = 2,972.$$

В работах [6, 7] разработана методика расчета долговечности регулярных зон крыла неманевренного самолета с учетом его профиля типового полета. Основные положения предлагаемой методики заключаются в следующем: типовой полет, включающий в себя набор высоты, крейсерский полет, снижение и посадку, разбит на несколько этапов. На каждом этапе определены скорость, высота полета, вес самолета и длина пролетаемого пути, вычислено повреждение D_j , вносимое турбулентностью атмосферы по дискретной или непрерывной схеме. Повреждение за весь типовой полет от действия случайных порывов определено как $D_{\text{сл}} = \sum D_j$. Используя зависимость суммарной повторяемости вертикальных приращений перегрузок в центре тяжести самолета за типовой полет, вычислено усталостное повреждение $D_{\text{ЗВЗ}}$ от цикла земля-воздух-земля (ЗВЗ) [8]. Суммарное повреждение за типовой полет составляет

$$D_c = D_{\text{ЗВЗ}} + D_{\text{сл}}, \quad (6)$$

число типовых полетов до разрушения элемента конструкции определено по формуле

$$\lambda = 1 / D_c, \quad (7)$$

ресурс конструкции в числе типовых полетов

$$T = \lambda / \eta. \quad (8)$$

Повреждение самолета на каждом этапе зависит от среднего уровня напряжений, которые равны напряжениям горизонтального полета при единичной перегрузке $\sigma_{n_y=1}$. Допускаемые расчетные напряжения можно найти так:

$$\sigma_{\text{доп}} = \sigma_{n_y=1} \cdot f \cdot n_y^3, \quad (9)$$

где f - коэффициент безопасности;

$n_y^э$ - эксплуатационная перегрузка.

В рамках данной методики можно получить аналитическую зависимость проектного ресурса от величины допускаемых напряжений для регулярных зон конструкции:

$$T = \frac{1}{\sigma_{доп}^m \cdot X \cdot \eta}, \quad (10)$$

где X - функция, зависящая от параметров профиля типового полета, включая цикл ЗВЗ, а также от спектральной плотности мощности повреждающего силового фактора и усталостных характеристик конкретного конструкционного материала. Для непрерывной схемы атмосферной турбулентности X следует находить по формуле

$$X = \frac{\sum_j N_{0j} \cdot \tau_j \cdot \int I(C_W) \cdot f(C_W) dC_W}{A \cdot (f \cdot n_y^э)^m} + \frac{1}{N_\pi} \cdot \left(\frac{\sqrt{n_{y\max}^{ЗВЗ} \cdot (n_{y\max}^{ЗВЗ} + k)}}{f \cdot n_y^э \cdot \sigma_\pi} \right)^m,$$

где m , A - параметры кривой усталости конструкционного материала, получаемые экспериментально для стандартных образцов;

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 [9]

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

где $\Phi_{\Delta n_y}(\Omega)$ - спектральная плотность мощности приращения вертикальной перегрузки Δn_y [6] в зависимости от пространственной частоты Ω ;

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

где $C_{\Delta n_y}^2$ - дисперсия стационарного случайного процесса нагружения, зависящая от дисперсии интенсивности вертикальных скоростей воздушных порывов C_W^2 , которую можно определить как

$$C_W^2 = \int_0^\infty \Phi_W(\Omega) d\Omega,$$

где $\Phi_W(\Omega)$ - спектральная плотность мощности интенсивностей скоростей воздушных порывов, принятая согласно [10];

$f(C_W)$ - функция плотности распределения среднеквадратических значений C_W при полете в турбулентной атмосфере [10];

τ_j, V - время и скорость на j -м этапе типового полета;

$n_{y\max}^{ЗВЗ}$ - максимальная перегрузка цикла ЗВЗ;

k - коэффициент, характеризующий минимальную нагрузку цикла ЗВЗ [8];

N_π, σ_π - координаты точки перелома кривой усталости [8].

Эквивалентные напряжения для регулярных зон конструкции определим из условия, что накопленное за типовой полет суммарное повреждение может быть достигнуто путем действия одного отнулевого цикла нагружения с максимальными напряжениями $\sigma_{\text{экв}}$:

$$D_c = \frac{1}{N(\sigma_{\text{экв}})}, \quad (11)$$

где зависимость долговечности N от величины эквивалентных напряжений представляет собой кривую усталости конструкционного материала, полученную экспериментально путем испытаний стандартных образцов:

$$N = \frac{A}{\sigma_{\text{экв}}^m}. \quad (12)$$

С учетом (12) перепишем выражение (11) так:

$$D_c = \frac{1}{A} \cdot \sigma_{\text{экв}}^m. \quad (13)$$

Тогда формула для расчета эквивалентных по повреждению одному типовому полету напряжений будет иметь вид

$$\sigma_{\text{экв}} = (D_c \cdot A)^{1/m},$$

а выражение (8) с учетом (7) и (13), запишем в такой форме:

$$T = \frac{A}{\sigma_{\text{экв}}^m \cdot \eta}. \quad (14)$$

Так как левые части уравнений (10) и (14) равны, то можно приравнять и их правые части:

$$\frac{1}{\sigma_{\text{доп}}^m \cdot X \cdot \eta} = \frac{A}{\sigma_{\text{экв}}^m \cdot \eta}. \quad (15)$$

Из (15) получим зависимость эквивалентных напряжений от допускаемых для регулярной зоны конструкции:

$$\sigma_{\text{экв}} = \sigma_{\text{доп}} \cdot (X \cdot A)^{1/m}. \quad (16)$$

Задавая требуемый ресурс конструкции, по формуле (10) можно найти величину $\sigma_{\text{доп}}$, а по формуле (16) – величину $\sigma_{\text{экв}}$.

Представляет интерес сопоставление аналитических зависимостей для определения допускаемых и эквивалентных напряжений с кривыми, полученными в результате обобщения большого количества экспериментальных данных ЦАГИ.

На рис. 3 показано сравнение двух подходов ЦАГИ к выбору зависимости допускаемых напряжений для регулярной зоны конструкции от величины проектного ресурса и даны такие обозначения: маркеры и сплошная линия – экспериментальные данные и аппроксимирующая их кривая, предлагаемая для расчетов в [2]; пунктирная линия – расчетная кривая (5), предлагаемая Нестеренко [3], в пересчете из эквивалентных напряжений в допускаемые по формуле (16).

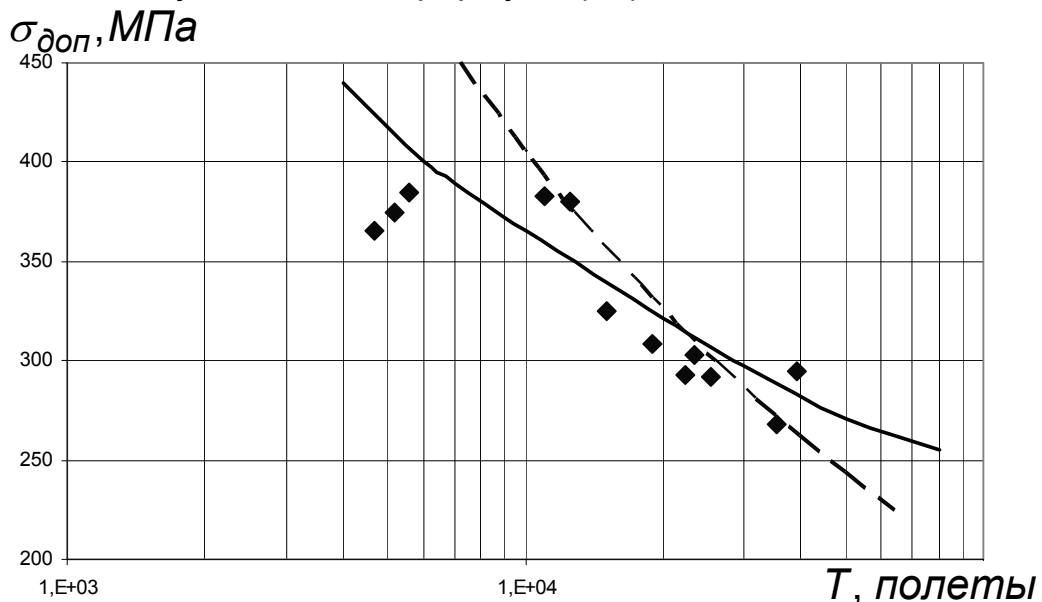


Рисунок 3 - Зависимость допускаемых напряжений для регулярных зон нижних панелей крыла от требуемого ресурса

Как видно из рис. 3, обе предлагаемые зависимости не противоречат экспериментальным данным, однако полного их согласования между собой не выявлено.

На рис. 4 приведены зависимость величины проектного ресурса от эквивалентных напряжений, рекомендованная Нестеренко [3] (сплошная кривая), и предлагаемая расчетная зависимость ресурса от эквивалентных напряжений для регулярной зоны крыла, вычисленная по формуле (14) с учетом (16): пунктирная линия - расчетная зависимость для материала Д16АТ (лист), штрихпунктирная линия – расчетная зависимость для материала Д16Т (прессованная панель). В качестве примера принят профиль типового полета и характеристики самолета Ту-134.

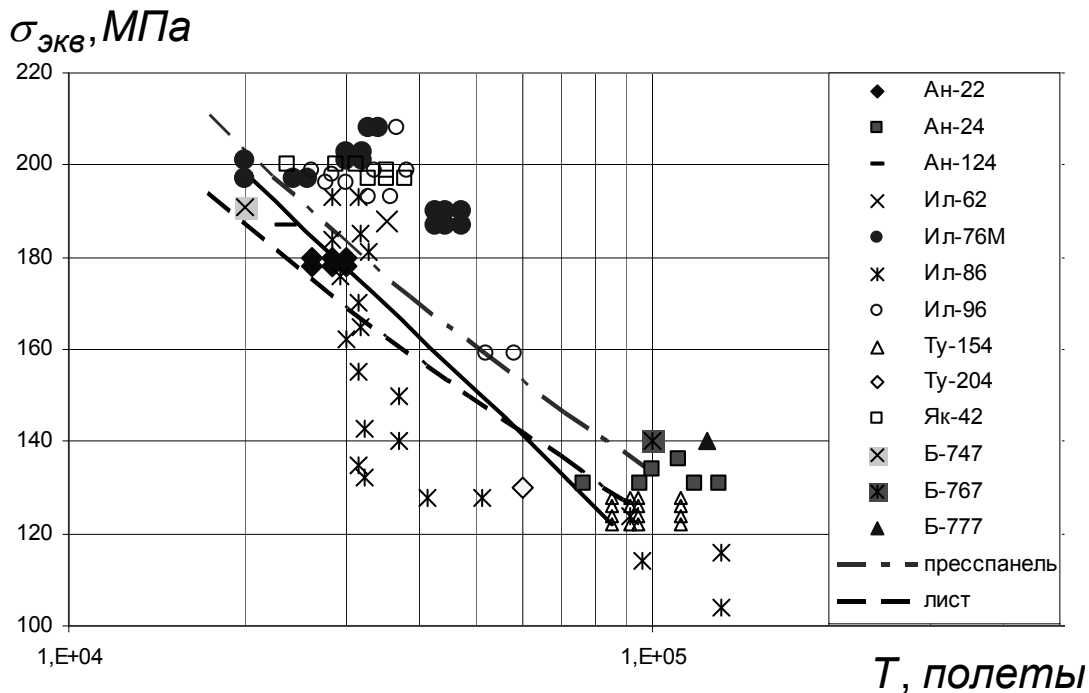


Рисунок 4 – Зависимость эквивалентных напряжений для продольных стыков нижних панелей крыльев от ресурса

Как видно из рис. 4, полученные по предложенной методике расчетные кривые согласуются с рекомендованной зависимостью ЦАГИ, основанной на результатах экспериментальных исследований продольных стыков нижних панелей крыльев транспортных самолетов.

Необходимо отметить, что в методике ЦАГИ [3] эквивалентные напряжения зависят только от показателя степени кривой усталости m . Однако эта кривая характеризуется двумя параметрами – m и A : m – характеризует угол наклона кривой, A – коэффициент. Для некоторых сплавов вследствие отличия их коэффициентов A , связанных с различными технологиями изготовления, долговечность может отличаться до 2 – 3 раз. Например, для материала Д16АТ (лист) и Д16Т (прессованная панель) в среднем долговечность прессованной панели в 1,5 раза больше, несмотря на то, что показатель степени m меньше (для листа $m = 4$, для прессованной панели $m = 3,87$ [11]).

Однако при расчете по методике ЦАГИ для самолета Ту-134 ресурс регулярной зоны крыла из материала Д16Т (прессованная панель) на 5% меньше, чем из материала Д16АТ (лист) (при $\sigma_{экв} = 182$ МПа) вследствие влияния меньшего m , что является противоречием.

Предлагаемая методика [6, 7] позволяет избежать отмеченного противоречия. При расчете по формуле (14) с учетом (10) – (16) ресурс регулярной зоны крыла самолета Ту-134 из материала Д16Т (прессованная панель) в 1,35 раза больше, чем из материала Д16АТ (лист).

Благодаря учету профиля типового полета самолета в рамках предложенной методики можно оценивать величину остаточного ресурса конкретного самолета с использованием истории его эксплуатации.

Список использованных источников

1. Дубинский, В.С. Зависимость ресурсных характеристик среднемагистральных пассажирских самолетов от веса конструкции планера [Текст] / В.С. Дубинский, М.Д. Зайцев, Е.И. Крючков и др. // Тр. ЦАГИ. – Вып. 2658. – М., 2002. – С. 207 – 214.
2. Машиностроение. Энциклопедия. Т. 4 – 21 Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и Прочность / ред. В.Г. Дмитриев. – М.: Машиностроение, 2002. – 799 с.
3. Нестеренко, Г.И. Ресурс и живучесть самолетных конструкций [Текст] / Г.И. Нестеренко // Проблемы машиностроения и надежности машин. – 2005. – № 1. – С. 106 – 118.
4. Левин, А.С. Уточнение безопасного ресурса критических элементов конструкции крыла «стареющего» пассажирского самолета [Текст] / А.С. Левин, В.Е. Стрижиус // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации. Сер. Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности ВС.– 2004. – Вып. 84 (2). – С. 35 – 43.
5. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР, издание третье, НЛГС-3 // МВК СССР. – М., 1984.
6. Бойко, Т.С. Влияние параметров профиля типового полета на долговечность крыла неманевренного самолета [Текст] / 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 – 16.
7. Фомичев, П.А. Анализ допускаемых напряжений для регулярных зон крыла и различных схем турбулентности атмосферы [Текст] / П.А. Фомичев, Т.С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (61). – Х., 2010. – С. 23 – 32.
8. Соппротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебенев и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
9. Когаев, В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени [Текст] / В.П. Когаев. – М.: Машиностроение, 1977. – 230 с.
10. ОСТ 1 02514-84. Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.
11. Справочные данные по выносливости конструкционных сплавов: отчет [Текст] / ЦАГИ, рук. Воробьев А.З.; исполн. Богданов Б.Ф., Колганова З.Н., Завирюха Г.Г. – М., 1977. – 170 с. - № 1852 VII.

Поступила в редакцию 07.09.2011.

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