

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРОФИЛЯ ТИПОВОГО ПОЛЕТА НА ДОЛГОВЕЧНОСТЬ КРЫЛА НЕМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Эффективность использования летательного аппарата предопределяет его многоцелевой характер. Чем больше задач может выполнять самолет, тем разнообразнее будут условия его эксплуатации. Изначально, уже на этапе технического задания, выдвигаются требования максимально широкого спектра применения создаваемого воздушного судна. Так, например, конструкция самолета Ан-74 допускает модификации, при которых его можно перепрофилировать на грузопассажирские перевозки, патрулирование прибрежных зон, поисково-спасательные операции и решение ряда других задач. Также любой грузопассажирский самолет имеет несколько вариантов загрузки, скорости и дальности полетов.

Создаваемая конструкция должна соответствовать требованиям прочности и обеспечивать заданный ресурс. При полете в турбулентной атмосфере самолет подвержен постоянному случайному воздействию воздушных порывов. Возникает необходимость разработки методики расчета долговечности элементов конструкции крыла при случайном нагружении с учетом предполагаемого типового профиля полета.

Турбулентность атмосферы принято представлять в виде непрерывного случайного стационарного процесса с различной интенсивностью скоростей воздушных порывов. В работе [1] проанализированы две модели атмосферной турбулентности, принято для дальнейших расчетов использовать модель Кармана, регламентируемую ОСТом [2].

Спектральная плотность мощности (СПМ) интенсивностей скоростей воздушных порывов согласно модели Кармана имеет следующий вид:

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

где Ω - пространственная частота;

L - интегральный масштаб турбулентности;

σ_W - интенсивность вертикальных скоростей воздушных порывов, которая соответствует следующей зависимости:

$$\sigma_W = \left[\int_0^{\infty} \Phi_W(\Omega) d\Omega \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (2)$$

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

$$f(\sigma_W) = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{P_1}{b_1} \cdot \exp\left(-\frac{\sigma_W^2}{2b_1^2}\right) + \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{P_2}{b_2} \cdot \exp\left(-\frac{\sigma_W^2}{2b_2^2}\right), \quad (3)$$

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.

Для определения напряженного состояния элементов конструкции самолета необходимо знать реализацию силового фактора в типовом полете. В качестве такового может выступать перегрузка в центре тяжести самолета как твердого тела. В работе [3] путем анализа реакции жесткого крыла на действие вертикального порыва с синусоидальным изменением скорости получена передаточная функция приращений вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета Δn_y :

$$T_{\Delta n_y}(\Omega) = \frac{h}{g} \cdot \frac{\Omega}{\sqrt{\Omega^2 + (h/V)^2}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + 2 \cdot \pi \cdot b \cdot \Omega}}, \quad (4)$$

где

$$h = \frac{\rho \cdot V}{2 \cdot M} \cdot c_y^\alpha \cdot S; \quad (5)$$

ρ - плотность воздуха;

V - скорость полета;

c_y^α - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки α ;

S - площадь крыла;

M - масса самолета.

g - ускорение свободного падения;

b - полухорда крыла.

Выражение для СПМ повреждающего фактора примет вид

$$\Phi_{\Delta n_y}(\Omega) = \Phi_W(\Omega) \cdot \left| T_{\Delta n_y}(\Omega) \right|^2. \quad (6)$$

В настоящее время существует множество линейных и нелинейных методов суммирования усталостных повреждений элементов конструкций неманевренных самолетов при случайном нагружении. В работах [4, 5] использована методика расчета долговечности по номинальным напряжениям, основанная на применении гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений. Согласно данной

методике в работе [6] получено выражение для расчета повреждаемости на j -м этапе типового полета с учетом асимметрии цикла нагружения:

$$D_j = \frac{N_{0j} \cdot Q_{n_y=1}^m \cdot \tau_j}{A} \cdot \int_{\sigma_W} l(\sigma_W) \cdot f(\sigma_W) d\sigma_W, \quad (7)$$

где

$$l(\sigma_W) = \int_{\Delta n_y} \left[2 \cdot \Delta n_y \cdot (1 + \Delta n_y) \right]^{\frac{m}{2}} \cdot \frac{\Delta n_y}{\sigma_{\Delta n_y}^2} \cdot e^{-\frac{\Delta n_y^2}{2\sigma_{\Delta n_y}^2}} d\Delta n_y; \quad (8)$$

$\sigma_{\Delta n_y}^2$ - дисперсия стационарного случайного процесса нагружения, по аналогии с (2)

$$\sigma_{\Delta n_y}^2 = \int_0^{\infty} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega = \int_0^{\infty} \left| T_{\Delta n_y}(\Omega) \right|^2 \sigma_{Wi}^2 \cdot \bar{\Phi}_W(\Omega) d\Omega; \quad (9)$$

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 [7]

$$N_0 = \frac{V}{2\pi} \sqrt{\frac{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) \cdot \Omega^2 d\Omega}{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}}; \quad (10)$$

τ_j - время полета на j -м этапе;

$Q_{n_y=1}$ - напряжения при единичной перегрузке. Так как в связи с выработкой топлива в полете уменьшается масса самолета, соответственно уменьшается и погонная нагрузка, действующая на крыло. Если известна программа выработки топлива, можно строго определить напряжения при единичной перегрузке в любой момент времени в зависимости от величины действующих изгибающих моментов. 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:

$$Q_{n_y=1} = Q_{n_y=1}^p \cdot \frac{G_j}{G_0}; \quad (11)$$

$Q_{n_y=1}^p$ - напряжения от единичной перегрузки при расчетном весе;

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

G_0 - расчетный вес самолета;

m, A - параметры кривой Велера, получаемые экспериментально. При испытании образцов со свободным отверстием из сплава Д16Т при отнулевом цикле нагружения получены следующие коэффициенты кривой усталости, записанной через максимальные напряжения «брутто» в МПа [8]: $m = 4$; $A = 2,441 \cdot 10^{13}$.

При полете в турбулентной атмосфере самолет довольно редко встречает порывы воздуха большой амплитуды, а число мелких порывов достаточно велико. Соответственно, необходимо учитывать большое число циклов нагружения с низкими значениями амплитуд напряжений. В работе [4] отмечено, что наклон кривой усталости в области большой усталостной долговечности изменяется. Для этой области предложено принимать показатель степени $m_1 = 2m - 1$, а в качестве точки перелома кривой – напряжение, соответствующее числу циклов $N = 5 \cdot 10^5$.

Большое влияние на выносливость элементов конструкции самолета оказывает огибающий цикл земля – воздух – земля (ЗВЗ). Повреждение от этого цикла может достигать 70% полного повреждения за типовой полет [4]. В работе [3] получены основные зависимости для определения перегрузок, возникающих в центре тяжести самолета от действия цикла ЗВЗ. Для расчета необходимо знать параметры функции интегральной повторяемости нагрузок на самолет от действия порывов воздуха [2]:

$$F_{\Sigma}(\Delta n_y) = \sum_{j=1}^n F_j(\Delta n_y), \quad (12)$$

где n - количество этапов типового полета;

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

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

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

Согласно рекомендациям ЦАГИ [9] для определения максимального приращения перегрузки, соответствующей циклу ЗВЗ $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}$, необходимо принимать

$$F_{\Sigma}(\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}) = 0,694. \quad (13)$$

Решение уравнения (13) относительно $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}$ легко получить численно.

Учитывая, что перегрузка в горизонтальном полете равна единице, максимальная перегрузка цикла ЗВЗ

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

Максимальное напряжение в исследуемом элементе конструкции может быть определено так:

$$Q_{\max}^{ЗВЗ} = Q_{n_y=1} \cdot n_{y \max}^{ЗВЗ}.$$

В качестве минимального напряжения цикла ЗВЗ обычно принимают осредненное значение [4]

$$Q_{\min}^{ЗВЗ} = -0,5 \cdot Q_{n_y=1}.$$

Тогда эквивалентное напряжение отнулевого цикла нагружения, соответствующего действующему циклу ЗВЗ, найдем по формуле Одингга

$$Q_{\text{экв}}^{ЗВЗ} = \sqrt{Q_{\max}^{ЗВЗ} (Q_{\max}^{ЗВЗ} - Q_{\min}^{ЗВЗ})},$$

или

$$Q_{\text{экв}}^{ЗВЗ} = Q_{n_y=1} \sqrt{n_{y \max}^{ЗВЗ} (n_{y \max}^{ЗВЗ} + 0,5)}.$$

Число циклов до разрушения при регулярном нагружении этими напряжениями определим по формуле

$$N_{ЗВЗ} = \frac{A}{(Q_{\text{экв}}^{ЗВЗ})^m}.$$

Усталостное повреждение от цикла ЗВЗ за один типовой полет

$$D_{ЗВЗ} = \frac{1}{N_{ЗВЗ}}.$$

Суммарное повреждение за типовой полет

$$D_{\Sigma} = D_{ЗВЗ} + \sum_{j=1}^n D_j. \quad (14)$$

Долговечность в виде числа типовых полетов до разрушения элемента конструкции крыла найдем следующим образом:

$$\lambda = \frac{1}{D_{\Sigma}}. \quad (15)$$

По предложенной методике выполнен расчет долговечности конструкции ряда неманевренных гражданских самолетов. Профиль полета самолета Ан-74 принят согласно опубликованным данным: взлетный вес – 34,5 т, высота крейсерского полета – 9 км, крейсерская скорость – 650 км/ч. Типовой профиль полета самолета Ил-76 выглядит следующим образом: взлетный вес – 188 т, высота крейсерского полета – 10 км, крейсерская скорость – 710 км/ч. Типовой профиль полета самолета Ту-134 принят согласно Техническому описанию [10]: взлетный вес – 41 т, высота крейсерского полета – 10 км, крейсерская скорость – 800 км/ч, скорость набора высоты $V_{наб} = 510 \text{ км/ч}$, скорость снижения $V_{сн} = 480 \text{ км/ч}$.

На рис. 1 представлены результаты расчета повреждаемости, вносимой турбулентной атмосферой без учета цикла ЗВЗ, для различных этапов типового полета самолета Ту-134.

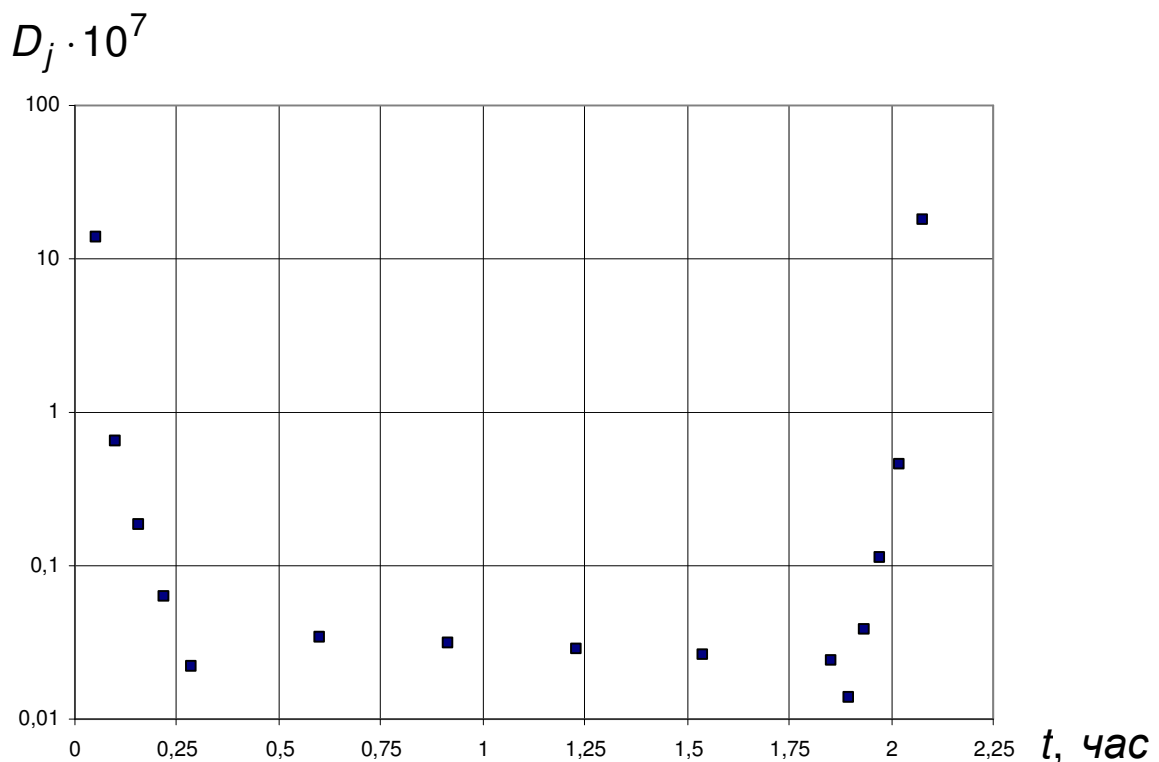


Рисунок 1 – Повреждаемость, вносимая атмосферной турбулентностью на различных этапах типового полета

При расчете долговечности по этапам типового полета установлено, что максимальную повреждаемость от действия случайных порывов элементы конструкции крыла неманевренного самолета получают на режимах набора высоты и снижения. Учитывая малую длительность

этих этапов относительно всего полета, целесообразно представлять долговечность конструкции не в часах, а в количестве взлетов-посадок, т.е. в типовых полетах (тп).

Для расчета повреждаемости от цикла ЗВЗ вычислена интегральная повторяемость приращений вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета от действия порывов [3] за типовой полет. На рис. 2 приведены результаты расчета интегральной повторяемости $F(\Delta n_y)$ для самолета Ил-76. Маркерами отмечены экспериментальные данные по суммарной повторяемости перегрузок в полете только от действия порывов ветра для тяжелых неманевренных самолетов ВВС США, опубликованные Дж. Тейлором [11].

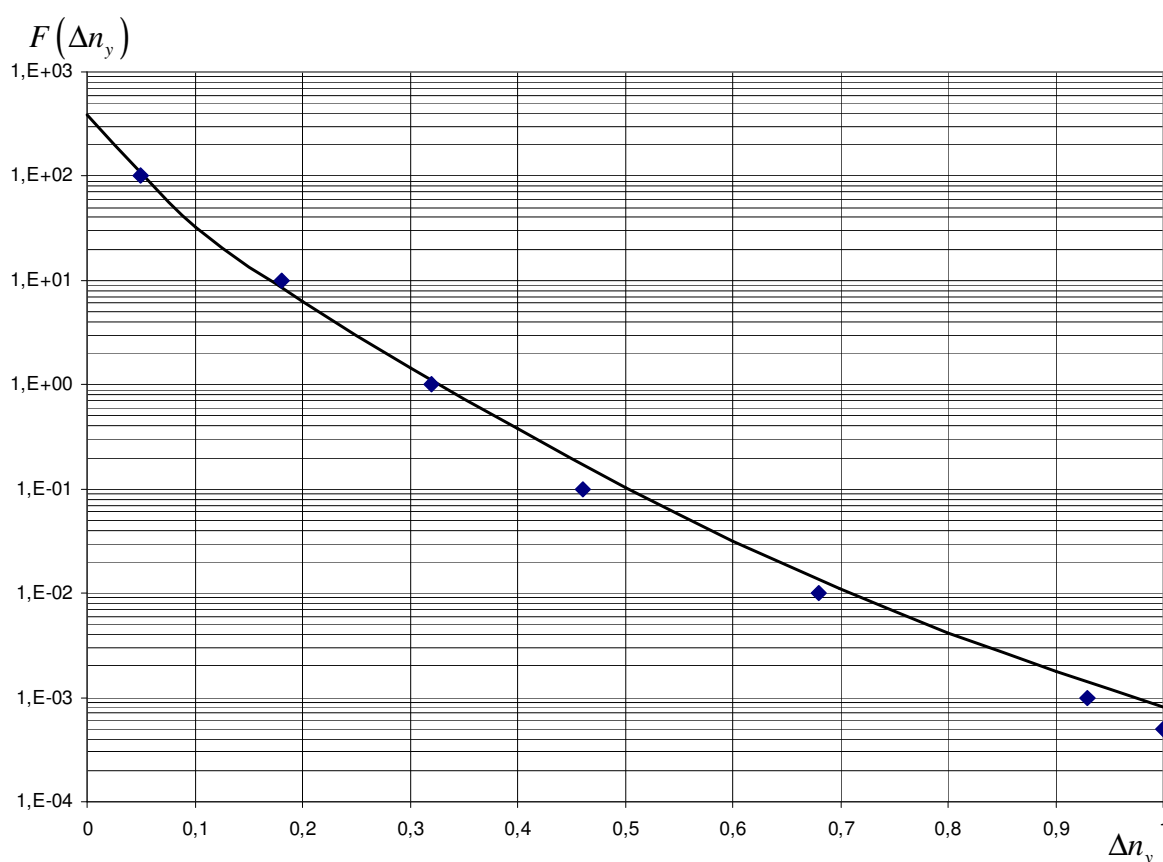


Рисунок 2 – Интегральное приращение нормальной перегрузки в центре тяжести тяжелых неманевренных самолетов от действия вертикального порыва воздуха

Несмотря на то, что экспериментальные данные приведены на 1 час полета и являются осредненной характеристикой для нескольких самолетов различных типов с разными часами налета, можно отметить хорошее согласование сопоставляемых интегральных повторяемостей.

Предложенная методика расчета долговечности крыла позволяет выполнить анализ влияния основных параметров типового профиля полета на величину усталостного повреждения. На рис. 3 показана

зависимость долговечности регулярной зоны крыла самолетов Ан-74, Ту-134 и Ил-76 от высоты крейсерского полета. На рис. 4 приведены зависимости долговечности регулярной зоны крыла самолета Ту-134 от скоростей набора высоты и снижения при фиксированных остальных параметрах. Расчеты выполнены при напряжениях, соответствующих единичной перегрузке в горизонтальном полете, $Q_{n_y=1} = 85 \text{ МПа}$.

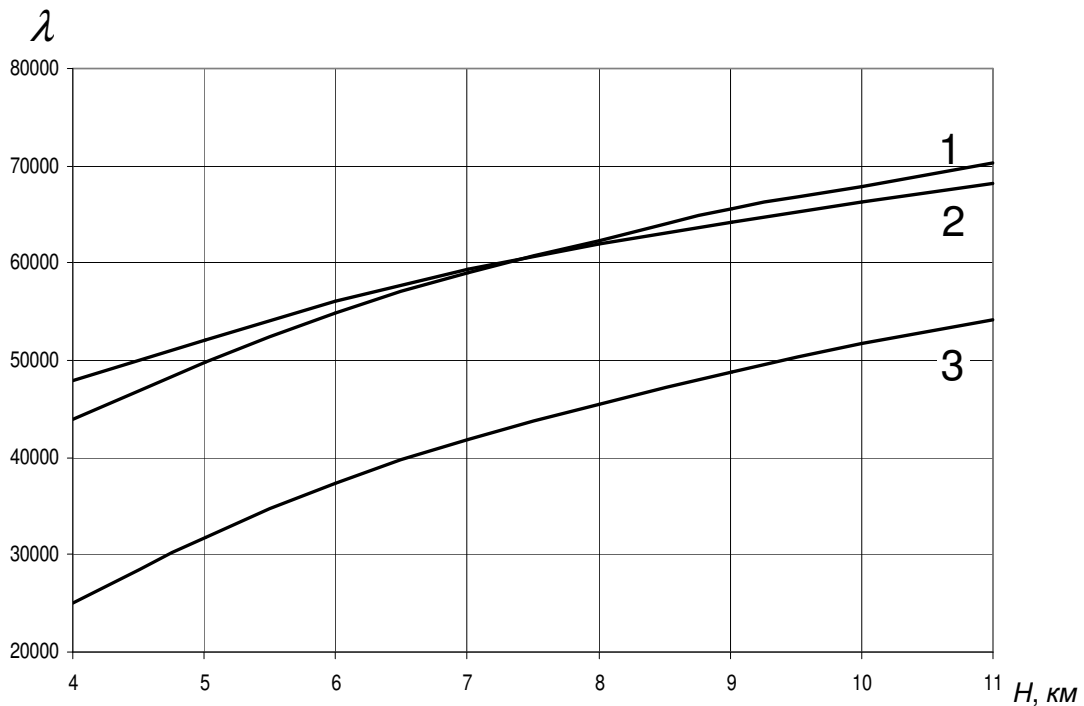


Рисунок 3 – Зависимость долговечности регулярной зоны крыла самолета от высоты крейсерского полета:
1 – Ан-74; 2 – Ил-76; 3 – Ту-134

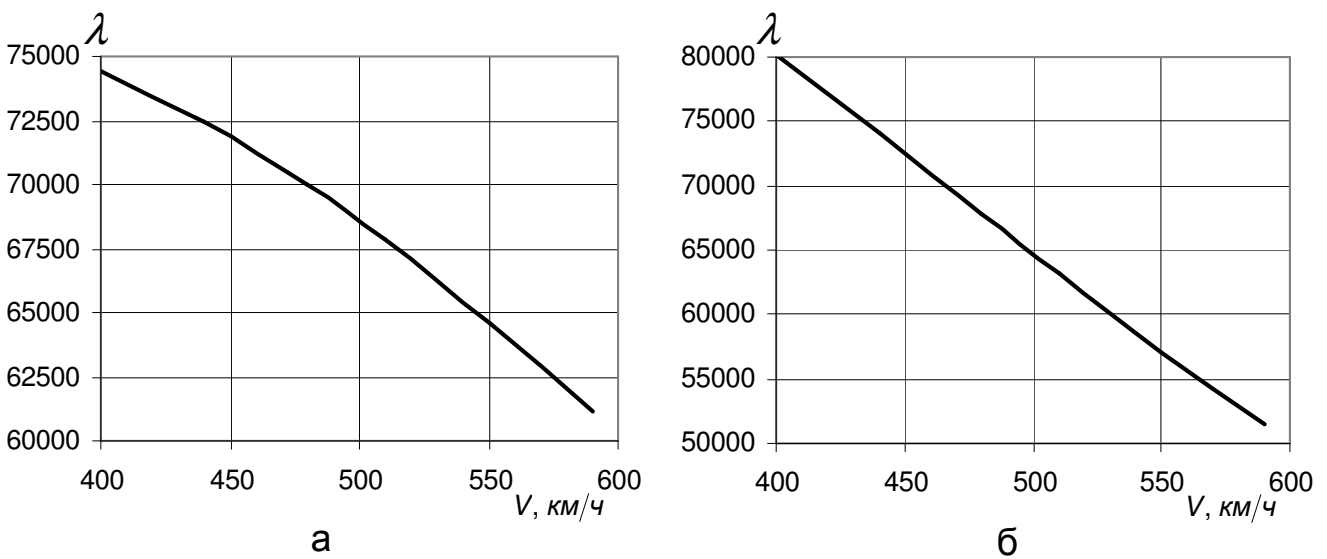


Рисунок 4 - Зависимость долговечности регулярной зоны крыла самолета Ту-134 от:
а – скорости набора высоты; б – скорости снижения

В результате расчетов установлено, что на малых крейсерских высотах (до 5 км) атмосферная турбулентность и цикл ЗВЗ вносят одинаковую долю по повреждаемости. На высотах свыше 5 км преобладающим по повреждаемости фактором является цикл ЗВЗ. Изменение высоты крейсерского полета на 1 км может привести к изменению долговечности конструкции на 3 ... 20%.

Согласно Техническому описанию самолета Ту-134 [10] для принятого вышеуказанного профиля типового полета наивыгоднейшая скорость набора высоты $V_{наб} = 510 \text{ км/ч}$, скорость снижения – $V_{сн} = 480 \text{ км/ч}$. Как видно из рис. 4, уменьшение только скорости набора высоты до 480 км/ч приводит к увеличению долговечности на 2160 типовых полетов. В большей степени на повреждение элементов конструкции самолета влияет скорость снижения – уменьшение $V_{сн}$ на 20 км/ч позволяет увеличить долговечность на 3135 типовых полетов.

Так как влияние на долговечность скоростей набора высоты и снижения велико, при формировании типовых профилей полета целесообразно назначать эти скорости не только с точки зрения оптимального расхода топлива, но и с учетом повреждаемости, вносимой турбулентной атмосферой.

Для других самолетов эти зависимости аналогичны.

Выводы

Предложена методика расчета долговечности элементов конструкции при случайном нагружении, которая позволяет установить зависимость повреждения регулярных зон крыла от параметров типового профиля полета самолета. Расчеты проведены для нескольких неманевренных самолетов, выполняющих грузопассажирские перевозки.

Установлено, что основное повреждение самолет получает на этапах набора высоты и снижения, на малых высотах. Получены зависимости, характеризующие влияние скоростей полета на этих режимах на ресурс регулярных зон крыла. В частности, уменьшение только скорости набора высоты на 30 км/ч приводит к увеличению долговечности на 2160 типовых полетов, а уменьшение только скорости снижения на 20 км/ч позволяет повысить долговечность на 3135 типовых полетов, что может составить до 1 года дополнительной эксплуатации воздушного судна. На крейсерском режиме изменение высоты полета на 1 км приводит к изменению долговечности конструкции от 3% на больших высотах до 20% на высотах до 5 км.

Приведенные результаты расчетов позволяют на этапе проектирования давать рекомендации по выбору скоростей и высот полета с учетом обеспечения назначенного ресурса конструкции.

Список использованных источников

1. Фомичев П.А. Влияние модели атмосферной турбулентности на долговечность регулярных зон крыла большого удлинения / П.А. Фомичев, Т.С. Попова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (53). – Х., 2008. – С. 41 – 47.
2. ОСТ 1 02514-84 Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.
3. 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.
4. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебенев и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
5. Стрижиус В.Е. Исследование закономерностей суммирования усталостных повреждений при сложном программном нагружении элементов крыла транспортного самолета / В.Е. Стрижиус // Ученые записки ЦАГИ. – М., 2006. – Т. XXXVII, № 1 – 2. – С. 106 – 115.
6. 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.
7. Когаев В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени / В.П. Когаев. – М.: Машиностроение, 1977. – 230 с.
8. Справочные данные по выносливости конструкционных самолетостроительных сплавов: отчет / Центр. аэрогидродинам. ин-т им. Н.Е. Жуковского «ЦАГИ»; рук. Воробьев А.З.; исп. Б.Ф. Богданов, З.Н. Колганова, Г.Г. Заверюха. – М., 1977. – 172 с. - № 1852 VII.
9. Рекомендации по способам расчета усталостного повреждения и оценки ресурса конструкции самолета: отчет ЦАГИ / М., 1971. – 84 с. – № 019520.
10. Техническое описание самолета Ту-134. Кн. I. Основные данные. – М., 1965. – 110 с.
11. Тейлор Дж. Нагрузки, действующие на самолет: пер. с англ. / Дж. Тейлор. – М.: Машиностроение, 1971. – 371 с.

Поступила в редакцию 13.08.09.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. С. А. Бычков,
АНТК «Антонов», г. Киев*