

УДК 629.7.015.4

Т. С. БОЙКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОЦЕНКА РЕАКЦИИ УПРУГОГО КРЫЛА НА НЕПРЕРЫВНУЮ АТМОСФЕРНУЮ ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

Рассмотрено уравнение движения самолета в турбулентной атмосфере. Получены зависимости для расчета амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) и спектральных плотностей мощности напряжений в регулярных зонах конструкции крыла с учетом его упругости. Предложена методика расчета АЧХ крыла большого удлинения методом конечных элементов. Выполнен расчет коэффициента динамичности конструкции в рассматриваемом сечении вдоль размаха крыла. Оценена погрешность неучета упругости крыла при расчете долговечности регулярных зон конструкции. Полученные результаты являются исходными данными для расчета долговечности и ресурса конструкции крыла при полете самолета в турбулентной атмосфере.

Ключевые слова: колебания, передаточная функция, турбулентная атмосфера, коэффициент динамичности, спектральная плотность мощности.

Введение

Одним из ключевых требований к создаваемому самолету является обеспечение проектного ресурса его конструкции в предполагаемых условиях эксплуатации. Проблема проектирования конструкции транспортных самолетов с большой долговечностью, минимальным весом и максимальной экономической эффективностью является актуальной для современного самолетостроения [1].

В полете элементы конструкции самолета подвержены случайному нагружению. Истинную историю нагружения могут показать данные летных измерений. Для оценки накопленного усталостного повреждения полетные записи повреждающего силового фактора обрабатывают методами схематизации случайных процессов и выполняют расчеты с использованием элементов теории вероятности [2-4]. Однако на этапе проектирования самолета таких данных нет.

При создании самолету назначают условия эксплуатации в виде профилей типовых полетов, которые характеризуются зависимостями веса, скорости, высоты полета от времени. Для того чтобы выполнить предварительную оценку долговечности и ресурса планера, следует вычислить нагрузки на элементы конструкции, действующие на различных режимах типового полета.

Для расчета нагруженности элементов конструкции нового самолета в отрасли принято использовать характеристики повторяемости нагрузок по самолетам-аналогам [5, 6]. В [7] отмечено, что в случае значительного расхождения весовых, геометрических и аэродинамических параметров

рассматриваемого самолета и самолета-аналога повторяемость нагрузок должна быть получена расчетным путем либо коррекцией данных самолета-аналога. В работах ведущих специалистов в области расчета долговечности и ресурса планера самолета [3-5, 7] рассмотрена интегральная повторяемость перегрузок в центре тяжести самолета без учета упругой составляющей колебаний крыла. Однако в [8] показано, что среднеквадратическое значение коэффициента динамической перегрузки, имеющее некоторое значение при оценке влияния упругости крыла на его напряженное состояние, больше единицы. При этом использована балочная расчетная схема конструкции крыла реактивного транспортного самолета с взлетной массой 38т.

Целью данной статьи является разработка методики расчета амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) и спектральной плотности мощности (СПМ) повреждающего силового фактора с учетом упругости конструкции крыла большого удлинения самолета транспортной категории.

В качестве повреждающего силового фактора для расчета долговечности и ресурса крыла большого удлинения можно рассматривать перегрузки, напряжения в конструкции либо изгибающие моменты вдоль размаха крыла.

Постановка задачи исследования

В эксплуатации на самолет постоянно действуют восходящие и нисходящие порывы воздуха. Непрерывная атмосферная турбулентность регламентирована Отраслевым стандартом [9]. СПМ

порывов задана формулой

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

где Ω – пространственная частота;

L – интегральный масштаб турбулентности;

σ_w – интенсивность вертикальной скорости воздушных порывов.

Рассмотрим напряжения, возникающие в регулярных зонах крыла при полете самолета в турбулентной атмосфере. СПМ напряжений равна

$$\Phi_Q(\Omega) = |H_Q(\Omega)|^2 \cdot \Phi_w(\Omega), \quad (2)$$

где $H_Q(\Omega)$ – передаточная функция напряжений рассматриваемой зоны конструкции от порывов воздуха – АЧХ.

При оценке нагрузок типового полета основные трудности возникают на этапе расчета АЧХ рассматриваемой зоны конструкции крыла самолета – реакции на порыв воздуха единичной амплитуды и переменной частоты.

Приращение погонной подъемной силы сечения крыла (в результате действия вертикального порыва) уравнивается возникающими инерционными силами и силами упругости крыла

$$\Delta q(z, t) = m(z) \cdot \ddot{y}(z, t) + q_{упр}, \quad (3)$$

где $m(z)$ – погонная масса крыла;

$y(z, t)$ – текущее значение амплитуды изгибных колебаний крыла.

Дифференциальное уравнение изгибных колебаний крыла имеет вид [10]

$$\left[E \cdot I(z) \cdot y''(z, t) \right]'' + m(z) \cdot \ddot{y}(z, t) = \Delta q(z, t), \quad (4)$$

где $E \cdot I(z)$ – жесткость крыла на изгиб.

Приращение погонной подъемной силы сечения крыла, обусловленное изменением угла атаки от вертикального потока $W(t)$ и от скорости $\dot{y}(t)$ движения крыла, можно записать так:

$$\Delta q_{кр} = \Delta c_y \cdot b_{сеч} \frac{\rho_0 \cdot V_{и}^2}{2}, \quad (5)$$

где Δc_y – приращение коэффициента подъемной силы сечения крыла вследствие изменения угла атаки;

$b_{сеч}$ – хорда крыла в рассматриваемом сечении;

ρ_0 – плотность воздуха у земли;

$V_{и}$ – индикаторная скорость полета.

Изменение угла атаки сечения крыла вследствие вертикального порыва составляет

$$\Delta \alpha = \frac{W(t) - \dot{y}(z, t)}{V_{и}}, \quad (6)$$

а приращение коэффициента подъемной силы крыла можно выразить через его производную по углу атаки

$$\Delta c_y = \frac{dc_y}{d\alpha} \cdot \Delta \alpha. \quad (7)$$

С учетом (6) и (7) уравнение (5) запишем так:

$$\begin{aligned} \Delta q_{кр}(z, t) &= \frac{dc_y}{d\alpha} \cdot \Delta \alpha \cdot b(z) \frac{\rho V_{и}^2}{2} = \\ &= \frac{dc_y}{d\alpha} \left[\frac{W(t) - \dot{y}(z, t)}{V_{и}} \right] \cdot b(z) \frac{\rho V_{и}^2}{2}. \end{aligned} \quad (8)$$

Подставив в (4) значение $\Delta q(z, t)$ из (8), получим уравнение движения в виде [8]

$$\left[E \cdot I(z) \cdot y''(z, t) \right]'' + m(z) \cdot \ddot{y}(z, t) + f(z) \cdot \dot{y}(z, t) = h(z) \cdot W(t), \quad (9)$$

где

$$f(z) = \frac{dc_y}{d\alpha} \cdot b(z) \frac{\rho_0 \cdot V_{и}}{2}. \quad (10)$$

В общем виде решение уравнения (9), а именно реакция крыла на действие вертикального порыва, может быть представлено как наложение собственных форм колебаний балки

$$y(\bar{z}, t) = \sum_{i=1}^n \varphi_i(\bar{z}) \cdot \xi_i(t), \quad (11)$$

где $\bar{z} = \frac{z}{l_k}$ – безразмерная переменная,

отсчитываемая вдоль размаха крыла;

l_k – длина консоли;

$\varphi_i(\bar{z})$ – нормированные нормальные функции собственных колебаний;

$\xi_i(t)$ – нормальные координаты.

Поскольку система является свободной, то уравнение (11) содержит только одну форму колебаний с нулевой частотой, соответствующую жесткому телу

$$\varphi_1(\bar{z}) = 1. \quad (12)$$

Тогда уравнение (11) перепишем как

$$y(\bar{z}, t) = \xi_1(t) + \sum_{i=2}^n \varphi_i(\bar{z}) \cdot \xi_i(t). \quad (13)$$

Уравнения движения, определяющие нормальные координаты, имеют вид:

$$\bar{M} \cdot \ddot{\xi}_1(t) = \Xi_1(t), \quad (14)$$

$$\bar{M} \cdot \ddot{\xi}_i(t) + \bar{M} \cdot \omega_i^2 \cdot \xi_i(t) = \Xi_i(t), \quad (15)$$

где \bar{M} – обобщенная масса всей системы;
 $\Xi_i(t)$ – обобщенная сила;

ω_i – собственные частоты колебаний системы.

Перемещение $\xi_1(t)$, соответствующее колебанию твердого тела, физически является перемещением центра тяжести колеблющейся системы. Уравнение (14) представляет собой результат применения второго закона Ньютона к системе в целом. Перемещения $\xi_2(t), \dots, \xi_n(t)$ с физической точки зрения представляют упругие перемещения системы по отношению к перемещениям системы как твердого тела [8].

Методика определения динамических характеристик упругого крыла

В работе [11] путем анализа реакции жесткого крыла на действие вертикального порыва с синусоидальным изменением скорости получено решение уравнения (14). Определена передаточная функция приращений вертикальной перегрузки Δn_y в центре тяжести самолета как твердого тела:

$$T_{\Delta n_y}(\Omega) = \frac{h}{g} \cdot \frac{\Omega}{\sqrt{\Omega^2 + \left(\frac{h}{V_H}\right)^2}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + 2 \cdot \pi \cdot b \cdot \Omega}}, \quad (16)$$

где

$$h = \frac{\rho_0 \cdot V_H}{2 \cdot M} \cdot c_y^\alpha \cdot S, \quad (17)$$

S – площадь крыла;

M – масса самолета;

g – ускорение свободного падения;

b – полухорда крыла.

В области нагрузок, характерных для режимов типовых полетов, связь между вертикальной перегрузкой в центре тяжести самолета и напряжениями в элементах конструкции крыла линейная. Тогда АЧХ напряжений можно представить как

$$T_Q(\Omega) = Q_{n_y=1} \cdot T_{\Delta n_y}(\Omega), \quad (18)$$

где $Q_{n_y=1}$ – напряжения в элементе конструкции в горизонтальном полете.

Решение уравнения (15) выполнено численно с помощью метода конечных элементов на примере среднемагистрального пассажирского самолета с взлетной массой 37т. Конструкция крыла самолета представляет собой систему упругих перекрещивающихся балок переменной жесткости и тонкостенных оболочек с непрерывным распределением массы (рис. 1). Воздушная нагрузка приложена по сечениям крыла.

Приращение подъемной силы крыла зависит прямо пропорционально от приращения перегрузки Δn_y . Величина Δn_y найдена согласно ОСТа [9] для скорости дискретного порыва $W_a = 1$ м/с

$$\Delta n_y = \pm \frac{W_a \cdot k \cdot \rho_0 \cdot V_H \cdot c_y^\alpha}{2 \cdot G / S_{кр}}, \quad (19)$$

где $k = 0,8 \cdot \frac{1 - e^{-\lambda}}{\lambda}$; $\lambda = \frac{c_y^\alpha \cdot g \cdot \rho_H \cdot \Delta l}{2 \cdot G / S_{кр}}$;

ρ_H – плотность воздуха на высоте H ;

Δl – длина градиентного участка нарастания скорости порыва, принята равной 30м;

G – вес самолета.

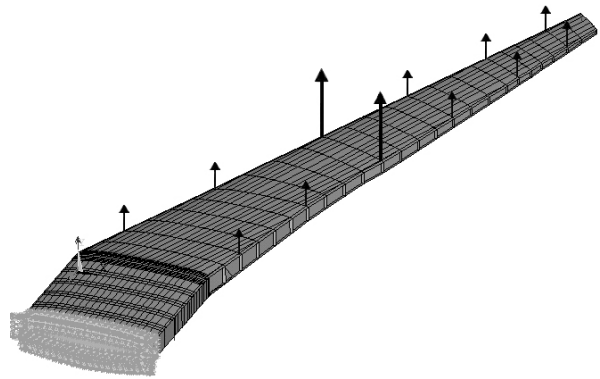


Рис. 1. Конечно-элементная модель консоли крыла транспортного самолета с граничными условиями

Распределение приращения подъемной силы по размаху крыла принято пропорционально относительной циркуляции с поправкой на стреловидность.

Коэффициент аэродинамического демпфирования колебаний консоли получен из уравнения (9) как сомножитель первой производной от величины вертикальных перемещений путем разделения переменных:

$$\gamma = c_y^\alpha \cdot b(z) \frac{\rho_H \cdot V_H \cdot L_{конс}}{4 \cdot \omega_1 \cdot G_{конс}}, \quad (20)$$

где $L_{\text{конс}}$, $G_{\text{конс}}$ – длина и вес консоли.

В качестве примера рассмотрен полет самолета весом 37 тонн на высоте 3 км со скоростью 420 км/ч. Напряжения в регулярной зоне крыла при единичной перегрузке приняты равными 75 Мпа.

С целью определения собственных форм и частот колебаний крыла проведен модальный анализ. Первый тон симметричных изгибных колебаний консоли равен 2,1 Гц, что лежит в диапазоне, характерном для крыльев большого удлинения [12].

Далее выполнен амплитудно-частотный анализ конструкции крыла. Получены передаточные функции напряжений в нескольких сечениях вдоль размаха по максимуму строительной высоты. По формуле (2) вычислены СПМ напряжений. На рис. 2 представлены результаты расчета АЧХ (а) и СПМ (б) напряжений в сечении жесткого крыла, совпадающем с плоскостью симметрии самолета (ПСС) и в сечении на расстоянии 2,15 м от ПСС вдоль размаха упругого крыла ($Z_{\text{ПСС}} = 0$ и $Z_{\text{ПСС}} = 2,15$ м соответственно).

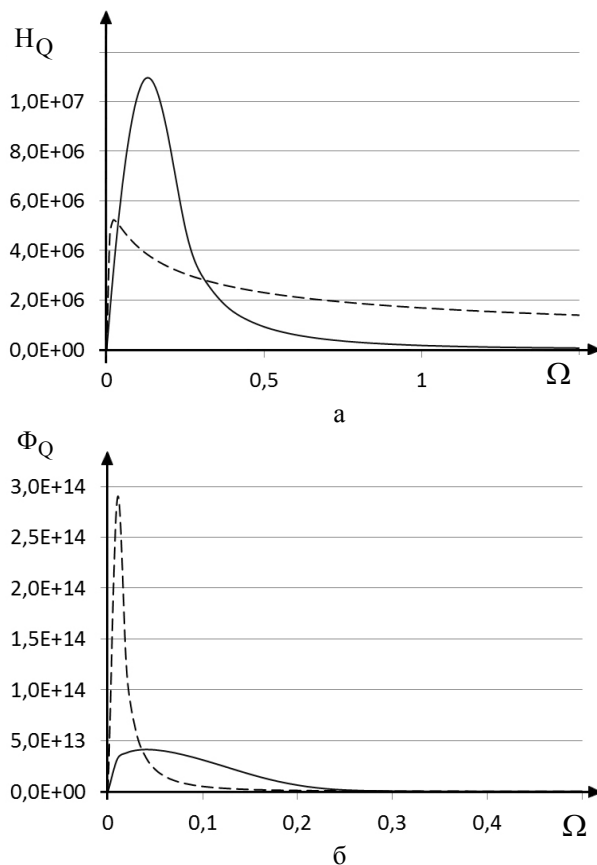


Рис. 2. Амплитудно-частотная характеристика (а), спектральная плотность мощности (б) напряжений:

- - - сечение жесткого крыла $Z_{\text{ПСС}} = 0$;
- сечение упругого крыла $Z_{\text{ПСС}} = 2,15$ м.

Применяя теорию случайных функций, математическое ожидание числа пересечений среднего уровня в единицу времени нормального стационарного процесса можно вычислить по формуле Райса [13]

$$\bar{N}_0 = \frac{V_{\text{н}}}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{\int_0^{\infty} \Omega^2 \cdot \Phi_Q(\Omega) d\Omega}{\int_0^{\infty} \Phi_Q(\Omega) d\Omega}}. \quad (21)$$

Воспользовавшись формулой (21) для функций на рисунке 2,б, получим:

- ПСС с жестким крылом: $\bar{N}_0 = 1,128$ 1/с;
- сечение упругого крыла $Z_{\text{ПСС}} = 2,15$ м (для расчета СПМ взята сумма АЧХ напряжений в двух сечениях крыла: $Z_{\text{ПСС}} = 0$ и $Z_{\text{ПСС}} = 2,15$ м, см. (13)): $\bar{N}_0 = 1,359$ 1/с.

Заключение

От величины \bar{N}_0 зависит число циклов до возникновения усталостного разрушения в конструкции. Следовательно, погрешность при расчете долговечности, вносимая учетом АЧХ силовых факторов упругого крыла, составляет в данном случае 20,5%.

Полученные функции позволяют выполнить расчет усталостного повреждения, долговечности и ресурса конструкции на этапах типового полета самолета с учетом непрерывной турбулентности атмосферы.

Литература

1. Nesterenko, B. G. Analysis of requirements on fatigue and damage tolerance for civil transport airplanes [Text] / B. G. Nesterenko, G. I. Nesterenko // Proceedings of the 26-th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Montreal, Canada, 1 – 3 June 2011. – P. 39 – 59.
2. Фомичев, П. А. Соотношение между интегральными повторяемостями амплитуд и максимумов перегрузки при полете в турбулентной атмосфере [Текст] / П. А. Фомичев, Н. А. Лавро, С. В. Вакуленко // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. – 2014. – № 199 (1). – С. 101 – 108.
3. Королев, В. С. Результаты аппроксимации повторяемости порывов неспокойной атмосферы и вертикальных перегрузок самолетов гражданской авиации логарифмически нормальным законом распределения вероятностей [Текст] / В. С. Королев // Научный Вестник ГосНИИ ГА. – 2012. – № 2 (313). – С. 44 – 52.

4. Алакоз, А. В. Результаты работы автоматизированной системы дифференцированной оценки расходования долговечности конструкции самолетов типа Ил-76 [Текст] / А. В. Алакоз // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность, поддержание летной годности ВС. – 2008. – № 130. – С. 101 – 108.
5. Стрижюс, В. Е. Методы расчета усталостной долговечности авиационных конструкций [Текст] / В. Е. Стрижюс. – М. : Машиностроение, 2012. – 271 с.
6. Fowler, R. F. Development of jet transport airframe test spectra [Text] / R.F. Fowler, R.T. Watanabe. – Seattle, Washington, USA: Boeing Commercial Airplanes, May 1989. – 16 p.
7. Орлова, Т. И. Разработка методики формирования блочной программы квазислучайного нагружения для ресурсных испытаний планера самолета [Текст] / Т. И. Орлова, В. И. Цымбалюк // Труды ЦАГИ. – Вып. 2683. – М., 2009. – С. 47 – 62.
8. Бисплингхофф, Р. Л. Аэроупругость [Текст] : пер. с англ. / Р. Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р. Л. Халфмэн. – М. : Из-во иностр. лит., 1958. – 799 с.
9. ОСТ 1 02514 – 84. Модель турбулентности атмосферы. – Введ. впервые; введ. 01.01.1986. – М. : Изд-во стандартов, 1984. – 13 с.
10. Стригунов, В. М. Расчет самолета на прочность [Текст] / В. М. Стригунов. – М. : Машиностроение, 1984. – 376 с.
11. Бойко, Т. С. Влияние схемы атмосферной турбулентности на коэффициент ослабления порыва [Текст] / Т. С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Вып. 2 (58). – Х., 2009. – С. 97 – 105.
12. Тейлор, Дж. Нагрузки, действующие на самолет [Текст] : пер. с англ. / Дж. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 371 с.
13. Когаев, В. П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени [Текст] / В. П. Когаев. – М. : Машиностроение, 1977. – 232 с.

Поступила в редакцию 26.02.2015, рассмотрена на редколлегии 15.05.2015

ОЦІНКА РЕАКЦІЇ ПРУЖНОГО КРИЛА НА БЕЗПЕРЕРВНУ АТМОСФЕРНУ ТУРБУЛЕНТНІСТЬ

Т. С. Бойко

Розглянуто рівняння руху літака в турбулентній атмосфері. Отримано залежності для розрахунку амплітудно-частотних характеристик (АЧХ) і спектральних густин потужності (СПП) напружень в регулярних зонах конструкції крила з урахуванням його пружності. Запропоновано методику розрахунку АЧХ крила великого подовження методом кінцевих елементів. Виконано розрахунок коефіцієнта динамічності конструкції в перерізі вздовж розмаху крила. Оцінено похибку неврахування пружності крила при розрахунку довговічності регулярних зон конструкції. Отримані результати є вихідними даними для розрахунку довговічності та ресурсу конструкції крила при польоті літака в турбулентній атмосфері.

Ключові слова: коливання, передавальна функція, турбулентна атмосфера, коефіцієнт динамічності, спектральна густина потужності.

EVALUATION OF THE ELASTIC WING RESPONSE ON A CONTINUOUS ATMOSPHERIC TURBULENCE

T. S. Boiko

An equation of the aircraft motion in a turbulent atmosphere is considered. The dependencies for the calculation of the amplitude-frequency characteristics (AFC) and power spectral density (PSD) of stresses in the regular areas of the wing structure, given its elasticity, are obtained. The AFC calculation method for the high aspect ratio wing, using the finite element method, is proposed. The calculation of the structure dynamic factor in this section along the wing span is made. The error of not taking into account in the calculation of the elastic wing durability of regular construction zones is estimated. The obtained results are the initial data for the calculation of durability and service life of the aircraft wing structure during flight in a turbulent atmosphere.

Keywords: fluctuations, the transfer function, turbulent atmosphere, dynamic factor, power spectral density.

Бойко Татьяна Сергеевна – канд. техн. наук, старший преподаватель каф. прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков, Украина, e-mail: nil_prochnost@khai.edu.