

ВЛИЯНИЕ СХЕМЫ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА КОЭФФИЦИЕНТ ОСЛАБЛЕНИЯ ПОРЫВА

Одним из критических расчетных условий для самолетных конструкций являются нагрузки при порывах, которые встречает самолет при полете в условиях атмосферной турбулентности. Представление этого явления, влияющего на летательный аппарат в полете, базируется на двух условных схемах: непрерывной турбулентности и дискретных порывов. Характеристики атмосферы зависят от рельефа местности, времени года, высоты полета и других факторов. Модель турбулентности по схеме дискретных порывов основана на данных о средней повторяемости на 1 км полета эффективных скоростей вертикальных воздушных порывов, полученных путем измерения в полете перегрузок в центре масс неманевренных самолетов [1, 2]. Проведено достаточно много измерений [2, 3], по результатам которых оказалось возможным описать непрерывную турбулентность с помощью интенсивности скоростей воздушных порывов, спектральной плотности энергии, функции плотности распределения средних квадратических значений составляющих скорости воздушных порывов и масштаба турбулентности. В работе [4] выполнен анализ наиболее распространенных моделей непрерывной атмосферной турбулентности, согласно которой принято для дальнейших расчетов использовать модель Кармана.

Оценка усталостного повреждения элементов конструкции самолета при полете в турбулентной атмосфере может быть проведена, если известна реализация силового фактора в типовом полете. В качестве такового в первом приближении рассмотрим приращение нормальной перегрузки в центре тяжести самолета как жесткого тела.

1. Реакция жесткого самолета на порыв заданного профиля. Рассмотрим схему дискретных порывов. Запишем уравнение движения самолета с жестким крылом постоянной хорды b , движущегося в турбулентной атмосфере со скоростью V и имеющего свободу перемещения только по вертикали:

$$M \cdot \ddot{y} = \Delta Y, \quad (1)$$

где M – полная масса самолета;

y – вертикальное перемещение крыла;

ΔY – приращение подъемной силы:

$$\Delta Y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot c_y^\alpha \cdot \left(\frac{W(t)}{V} - \frac{\dot{y}}{V} \right); \quad (2)$$

ρ – плотность воздуха;

V - скорость полета;

S - площадь крыла;

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

$W(t)$ - скорость порыва заданного профиля в зависимости от времени t .

Введем параметр λ :

$$\lambda = \frac{\rho \cdot V \cdot S}{2 \cdot M} \cdot c_y^\alpha,$$

тогда уравнение (1) можем представить в форме

$$\ddot{y} = \lambda \cdot (W(t) - \dot{y}). \quad (3)$$

Интегрируя данное уравнение и принимая профиль порыва в виде ступенчатой функции (так называемый резко ограниченный порыв), когда $W(t)$ равно постоянной W_a , приходим к выражениям

$$y(t) = \frac{1}{\lambda} \cdot W_a \cdot (1 - e^{-\lambda t}) - W_a \cdot t; \quad (4)$$

$$\ddot{y}(t) = -\lambda \cdot W_a \cdot e^{-\lambda t}. \quad (5)$$

Ускорение достигает максимума в момент времени $t=0$. Разделив ускорение на ускорение силы тяжести, получим формулу для определения приращения коэффициента перегрузки самолета с жестким крылом от действия резко ограниченного порыва:

$$\Delta n_y(W_a) = \lambda \cdot \frac{W_a}{g} = \frac{\rho \cdot V \cdot S \cdot W_a}{2 \cdot M \cdot g} \cdot c_y^\alpha. \quad (6)$$

Обычно порыв имеет участок нарастания скорости от нуля до максимального значения. Если принять, что скорость порыва изменяется по линейному закону, то получим следующую зависимость, регламентированную отраслевым стандартом [1]:

$$\Delta n_y(W_a) = \frac{k \cdot \rho_0 \cdot V \cdot W_a \cdot c_y^\alpha}{2 \cdot G/S}, \quad (7)$$

где

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

ρ_0 , ρ_H - плотность воздуха у земли и на высоте полета H соответственно;

G/S - удельная нагрузка на крыло;

G - вес самолета;

g - ускорение свободного падения;

$\Delta l = const = 30 \text{ м}$ – градиентный участок порыва.

Согласно авиационным правилам [5] профиль порыва следует принимать таким:

$$W(t) = \frac{W_a}{2} \cdot \left[1 - \cos \frac{2 \cdot \pi \cdot s(t)}{25 \cdot b} \right], \quad (8)$$

где $s(t)$ - расстояние, пройденное в порыве (глубина проникновения в порыв);

b - средняя геометрическая хорда крыла.

Приращение нормальной перегрузки в центре тяжести самолета в случае отсутствия более точного метода расчета допустимо находить по следующей формуле [5]:

$$\Delta n_y(W_a) = \frac{k_g \cdot W_a \cdot V \cdot \rho_0 \cdot c_y^\alpha}{2 \cdot G / S}, \quad (9)$$

где

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g}; \quad \mu_g = \frac{2 \cdot G / S}{b \cdot \rho_H \cdot c_y^\alpha \cdot g}. \quad (10)$$

2. Реакция самолета на непрерывную атмосферную турбулентность. Рассмотрим движение самолета при действии непрерывной атмосферной турбулентности. Решение этой задачи рассмотрено в работах [6, 7] для спектральной плотности мощности порыва по Драйдену. Поскольку ОСТ регламентирует модель спектральной плотности мощности по Карману [1], выполним анализ указанного решения.

Подъемная сила, действующая на крыло, частично обусловлена возмущением W , а частично движением самого крыла. Уравнение движения крыла, обладающего степенью свободы поступательного перемещения, может быть записано в виде

$$M \cdot \ddot{y} + \Delta Y(\dot{y}) = \Delta Y(W), \quad (11)$$

где $\Delta Y(W)$ - приращение подъемной силы, возникающее за счет порыва $W(t)$;

$\Delta Y(\dot{y})$ - приращение подъемной силы, обусловленное движением крыла.

Таким образом, задача о реакции крыла на турбулентный поток может быть разделена на две части: 1) определение подъемной силы, обусловленной турбулентным потоком, действующим на крыло, находящееся в установившемся потоке и 2) определение возмущенного движения крыла, обусловленного возмущающей силой; при этом поток будем считать однородным и лишенным турбулентности.

Принято допущение, что угол атаки не изменяется по размаху и характеристики турбулентности остаются постоянными в течение того промежутка времени, за который рассматриваемая частица воздуха

проходит расстояние вдоль профиля. Вследствие этого вертикальный компонент порыва определяется с помощью выражения [6]

$$W(x, t) = W_a \cdot e^{i\omega \left(t - \frac{x}{V} \right)}, \quad (12)$$

где x - координата положения частицы воздуха вдоль хорды крыла;
 ω - циклическая частота возникновения порыва.

Используя общее решение Кюсснера – Шварца [7], получим выражение для приращения подъемной силы вследствие действия $W(x, t)$:

$$\Delta Y(W(x, t)) = \frac{\rho \cdot V}{2} \cdot S \cdot c_y^\alpha \cdot W_a \cdot e^{i\omega t} \cdot \varphi(k), \quad (13)$$

где

$$|\varphi(k)|^2 = \frac{1}{1 + 2 \cdot \pi \cdot k}; \quad (14)$$

$k = \omega b / V$ - приведенная частота;

b - длина полухорды.

Введем переменную

$$h = \frac{\rho \cdot V}{2 \cdot M} \cdot c_y^\alpha \cdot S. \quad (15)$$

С учетом всех преобразований перепишем выражение (11) в следующем виде:

$$\ddot{y} + h \cdot \dot{y} = h \cdot W_a \cdot e^{i\omega t} \cdot \varphi(k). \quad (16)$$

Это дифференциальное уравнение движения при вынужденных колебаниях с вязким демпфированием. Если гармоническая возбуждающая сила действует на устойчивую линейную систему достаточно долгое время, то все переходные процессы, связанные с ее первоначальным приложением, затухнут, и реакция системы будет иметь синусоидальный характер. Для жесткого крыла вследствие линейности механической системы передаточная функция ускорений может быть получена в виде действительной части выражения (12):

$$y = A \cdot \sin \omega t + B \cdot \cos \omega t, \quad (17)$$

либо в эквивалентной форме:

$$y = C \cdot \sin(\omega t + \delta), \quad (18)$$

где

$$C = \sqrt{A^2 + B^2}; \quad \delta = \arctg\left(-\frac{B}{A}\right).$$

В результате решения уравнения (16) получим

$$A = -\frac{W(t) \cdot h}{\omega^2 + h^2}; \quad B = -\frac{W(t) \cdot h^2}{\omega \cdot (\omega^2 + h^2)}. \quad (19)$$

Тогда зависимость ускорений в центре тяжести самолета от действия вертикального порыва будет равна:

$$\ddot{y} = W_a \cdot e^{i\omega t} \cdot \varphi(k) \cdot \frac{h \cdot \omega}{\sqrt{\omega^2 + h^2}}. \quad (20)$$

Передаточная функция ускорений центра тяжести самолета от действия вертикального порыва имеет следующий вид:

$$H_{\ddot{y}} = \frac{\ddot{y}}{W(x,t)} = \frac{h \cdot \omega}{\sqrt{\omega^2 + h^2}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + 2 \cdot \pi \cdot k}}. \quad (21)$$

Запишем выражение (21) через пространственную частоту $\Omega = \omega/V$:

$$H_{\ddot{y}}(\Omega) = \frac{h \cdot \Omega}{\sqrt{\Omega^2 + (h/V)^2}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + 2 \cdot \pi \cdot b \cdot \Omega}}. \quad (22)$$

Примем спектральную плотность интенсивности вертикальных порывов по модели Кармана:

$$\Phi_W(\Omega) = \sigma_W^2 \cdot \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1,339 \cdot L \cdot \Omega)^2}{[1 + (1,339 \cdot L \cdot \Omega)^2]^{11/6}}, \quad (23)$$

где σ_W - среднее значение квадрата интенсивности порыва;
 L - масштаб турбулентности.

Спектральная мощность ускорения крыла:

$$\Phi_{\ddot{y}}(\Omega) = |H_{\ddot{y}}(\Omega)|^2 \cdot \Phi_W(\Omega). \quad (24)$$

Перейдем к определению среднего значения ускорений в центре тяжести самолета:

$$\bar{\ddot{y}}^2 = \int_0^{\infty} \Phi_{\ddot{y}}(\Omega) d\Omega, \quad (25)$$

или с учетом выражений (22) – (24)

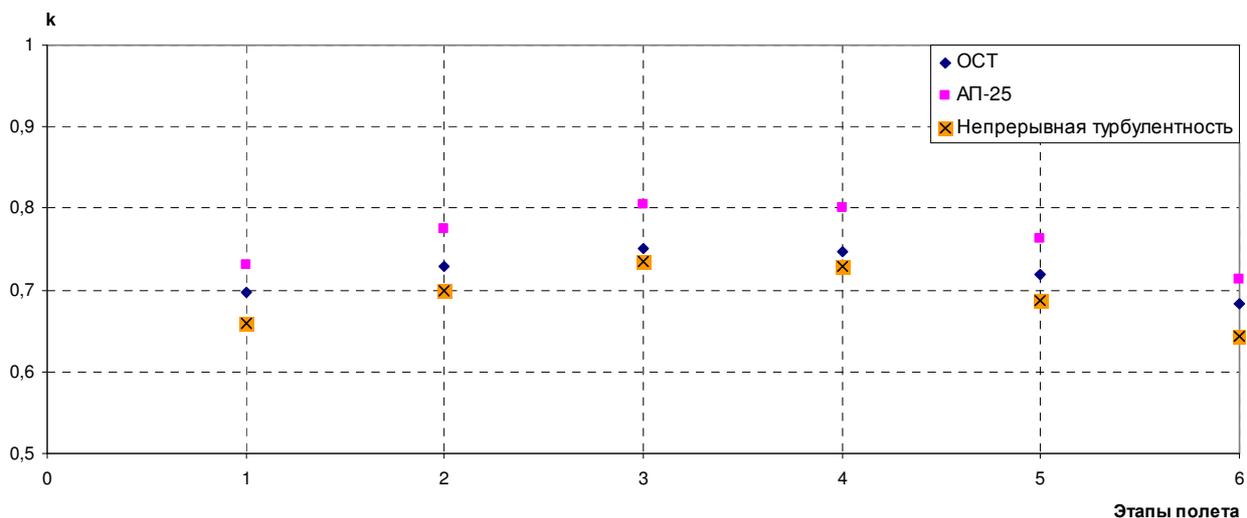
$$\bar{\ddot{y}}^2 = \sigma_W^2 h^2 \int_0^{\infty} \frac{L}{\pi} \frac{\Omega^2}{\Omega^2 + (h/V)^2} \frac{1}{1 + 2\pi b \Omega} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339 L \Omega)^2}{[1 + (1.339 L \Omega)^2]^{11/6}} d\Omega. \quad (26)$$

Обозначим интеграл в уравнении (26) через $I(\Omega)$ и заменим $(\sigma_W^2)^{1/2}$ средней скоростью порыва W_a . Уравнение (26) показывает, что среднее значение квадрата ускорения является известной функцией скорости, массы и размеров самолета, интенсивности и масштаба турбулентности. Когда масштаб турбулентности становится либо пренебрежимо малым, либо бесконечно большим, среднее значение квадрата ускорения стремится к нулю. Однако существует критическое значение L , при котором наблюдаются пики ускорения, соответствующие максимально возможным приращениям перегрузки.

Среднее значение приращения нормальной перегрузки в центре тяжести самолета вследствие действия непрерывной турбулентной атмосферы будет равно:

$$\Delta n_y(W_a) = \frac{\sqrt{\bar{y}^2}}{g} = \frac{\rho \cdot V}{2} \cdot \frac{S \cdot W_a}{M \cdot g} \cdot c_y^\alpha \cdot \sqrt{I(\Omega)}. \quad (27)$$

Сравнивая выражение (27) с выражениями (7) и (9) видим, что они идентичны с точностью до множителей k , k_g и $\sqrt{I(\Omega)}$. Величину $\sqrt{I(\Omega)}$ можно отождествить с обычным коэффициентом ослабления порыва [5]. На рисунке приведены коэффициенты ослабления порыва, вычисленные по формулам (7), (9) и (27) для неманевренного самолета весом 41 т на 6 этапах типового полета доставки грузов. Каждый этап характеризуется своими скоростью, высотой полета и весом самолета.



Коэффициенты ослабления порыва при определении перегрузки в центре тяжести самолета

Как видно из рисунка, коэффициенты ослабления порыва лежат в диапазоне от 0,64 до 0,8. Отличие формулы (27) от (7) не превышает 6%, а отличие формулы (27) от (9) – менее 11%.

3. Расчет повторяемости нагрузок на самолет от воздействия порывов воздуха. Для пассажирских и транспортных самолетов большую часть повреждаемости в типовом полете вносит цикл ЗВЗ (земля-воздух-земля). Для того чтобы определить величину приращения нормальной перегрузки от цикла ЗВЗ, необходимо знать функцию интегральной повторяемости нагрузок на самолет от действия порывов воздуха. Параметром этой функции, если она подчиняется экспоненциальному закону распределения [8], является математическое ожидание, совпадающее с дисперсией определяемой перегрузки.

Интегральная повторяемость приращений вертикальных перегрузок на i -м этапе типового полета равна:

$$F_i(\Delta n_y) = L_i \cdot F_{0i} \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{m_{\Delta n_y}}\right), \quad (28)$$

где L_i - путь, пролетаемый самолетом на i -м этапе;

$m_{\Delta n_y}$ - математическое ожидание приращения вертикальной перегрузки. Так как существует однозначная линейная зависимость между дискретным вертикальным порывом и приращением нормальной перегрузки (7), то справедливо следующее выражение для определения математического ожидания приращения перегрузки:

$$m_{\Delta n_y} = \frac{k \cdot \rho \cdot V \cdot c_y^\alpha}{2 \cdot G/S} \cdot m_W; \quad (29)$$

F_{0i} , m_W - параметры функции интегральной повторяемости вертикальных порывов, задаваемые в зависимости от высоты полета [1]:

m_W - математическое ожидание скорости вертикального порыва;

F_{0i} - общее число порывов на 1 км пути.

Для модели непрерывной турбулентности интегральная повторяемость вертикальных приращений перегрузок на i -м этапе полета может быть определена по формуле [1]

$$F_i(\Delta n_y) = N_{0i} t_i \left[P_{1i} \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_{1i} A_{wi}}\right) + P_{2i} \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_{2i} A_{wi}}\right) \right] \quad (30)$$

где N_0 - среднее число пересечений нагрузками нулевого уровня в единицу времени. Согласно формуле Райса

$$N_0 = \frac{V}{2\pi} \sqrt{\frac{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) \cdot \Omega^2 d\Omega}{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}}; \quad (31)$$

$\Phi_{\Delta n_y}(\Omega)$ - спектральная плотность мощности приращения перегрузки, с учетом (24) её можно записать в следующем виде:

$$\Phi_{\Delta n_y}(\Omega) = \left| \frac{H_{\dot{y}}(\Omega)}{g} \right|^2 \cdot \Phi_W(\Omega); \quad (32)$$

t_i - время полета на i -м режиме;

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

b_1, b_2 - коэффициенты, характеризующие соответственно умеренную и интенсивную турбулентность;

A_w - коэффициент передаточной функции от вертикального порыва к приращению нормальной перегрузки:

$$A_w = \sqrt{\frac{\int_0^{\infty} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}{\int_0^{\infty} \Phi_W(\Omega) d\Omega}}. \quad (33)$$

Как для дискретной, так и непрерывной схематизации, суммарное число превышений значения Δn_y за весь типовой полет будет равно:

$$F_{\Sigma}(\Delta n_y) = \sum_{i=1}^r F_i(\Delta n_y), \quad (34)$$

где r - количество этапов типового полета.

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

$$F_{\Sigma}(\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}) = 0,694. \quad (35)$$

Решение уравнения (31) относительно $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}$ легко получить численно.

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

$$n_{y \max}^{ЗВЗ} = 1 + \Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}. \quad (36)$$

Для конкретного неманевренного самолета весом 41 т проведен расчет перегрузки от цикла ЗВЗ по типовому профилю полета доставки грузов: высота крейсерского полета – 8 км, крейсерская скорость – 550 км/ч, время полета – 2 часа. По схеме дискретных порывов величина $n_{y \max}^{ЗВЗ} = 1,34$, а по схеме непрерывной турбулентности $n_{y \max}^{ЗВЗ} = 1,29$. Отличие результатов составляет 4%.

Выводы

При анализе уравнений движения самолета установлено, что выражения для определения приращения перегрузки в центре тяжести самолета идентичны с точностью до коэффициента ослабления порыва для различных схем атмосферной турбулентности. Наименьший коэффициент ослабления порыва дает схема непрерывной атмосферной турбулентности. Использование профиля дискретного порыва по Отраслевому стандарту приводит к увеличению коэффициента ослабления до 6%. Применение в расчетах профиля дискретного порыва, регламентированного Авиационными правилами, ведет к увеличению коэффициента ослабления на 11%.

При расчете перегрузки от цикла ЗВЗ дискретная и непрерывная схемы турбулентности дают отличие в 4%. Это можно объяснить тем, что интегральная повторяемость вертикальных порывов по дискретной схеме задана для нескольких обобщенных зон при различных значениях высоты, а модель непрерывной турбулентной атмосферы позволяет учесть характеристики каждой конкретной высоты полета.

Полученные соотношения можно использовать в дальнейшем при расчете повреждаемости и ресурса конструкции.

Список использованных источников

1. ОСТ 1 02514-84 Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.
2. Райхер В.Л. Расчетный метод определения эквивалентных режимов испытаний на выносливость крыла и фюзеляжа самолета / В.Л. Райхер, В.И. Цымбалюк // Тр. ЦАГИ. – 1971. – Вып. 1336. – 39 с.
3. Тейлор Дж. Нагрузки, действующие на самолет: пер. с англ. / Дж. Тейлор. – М.: Машиностроение, 1971. – 371 с.
4. 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.
5. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – 1994. – 187 с.
6. Бисплингхофф Р.Л. Аэроупругость / Р.Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэн. – М.: Из-во иностр. лит., 1958. – 799 с.
7. Фын Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости / Я.Ц. Фын. – М.: Физматгиз, 1959. – 523 с.
8. Чижов В.М. О функции распределения экстремальных значений внешних нагрузок / В.М. Чижов // Прочность, колебания и ресурс авиационных конструкций: сб. статей, Тр. ЦАГИ. – Вып. 2669. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 2005. – С. 88 – 91.
9. Рекомендации по способам расчета усталостного повреждения и оценки ресурса конструкции самолета: отчет ЦАГИ / М., 1971. – 84 с. – №019520.

Поступила в редакцию 13.05.09.

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