

П. А. ФОМИЧЕВ, Т. С. БОЙКО, А. А. СЕВОСТЬЯНОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт", Харьков, Украина.*

МЕТОД РАСЧЕТА УСТАЛОСТНОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ РЕГУЛЯРНЫХ ЗОН КРЫЛА САМОЛЕТА ПРИ СЛУЧАЙНОМ НАГРУЖЕНИИ НА ЭТАПАХ ТИПОВОГО ПОЛЕТА

В соответствии с нормами лётной годности, конструкция самолёта должна обладать эксплуатационной живучестью, то есть, иметь возможность сохранять работоспособность при наличии допустимых повреждений. Однако, накапливаясь выше определённого уровня, повреждения вызывают усталостное разрушение конструкции, в виде микро- и субмикротрещин, таким образом снижая её прочностные характеристики. В настоящее время сформировано несколько подходов к обеспечению безопасности конструкции самолётов по условиям прочности. Одним из них является установление безопасного ресурса (безопасной долговечности). Этот принцип подразумевает, что в течение установленного срока службы изделия, в нём не будут возникать повреждения, снижающие прочность ниже допустимого уровня. Ресурс самолёта ограничен «сверху» долговечностью регулярных зон планера. Поэтому прогнозирование долговечности конструкции крыла самолёта на этапе проектирования является фундаментальной инженерной задачей для обеспечения его безопасности и экономической эффективности. В то же время, первым этапом для борьбы с усталостным повреждением самолётов на этапе проектирования является сбор и оценка эксплуатационных нагрузок самолёта-аналога. Однако на этапе проектирования новой модели самолёта, получение таких данных не всегда возможно. Поэтому целью данной статьи является разработка метода расчета усталостного повреждения на стадии возникновения трещин и дальнейшая оценка долговечности регулярных зон крыла транспортного самолёта с учетом условий его эксплуатации. **Задачи:** обособить факторы, определяющие долговечность самолёта при полёте в неспокойном воздухе, провести учёт асимметрии нагрузок и накопленных повреждений, возникающих на каждом этапе в течение всего полёта самолёта, определить ресурс самолёта в зависимости от профиля типового полёта. **Метод базируется** на стандартизированной модели атмосферной турбулентности, профилях типовых полетов, усталостных характеристиках материалов, гипотезе линейного суммирования повреждений и расчету по номинальным напряжениям. **В итоге,** сопоставление вычисленных данным методом интегральной повторяемости перегрузок и эквивалентных изгибающих моментов с результатами обработки данных лётных испытаний показало хорошее согласование. **Выводы.** Научная новизна работы состоит в том, что был разработана метод расчёта усталостного повреждения регулярных зон крыла с учётом предполагаемого профиля полёта самолёта. Предложенный метод позволяет провести предварительную оценку ресурса при проектировании самолёта без использования данных об эксплуатационных нагрузках самолёта-аналога, а также оценить остаточный ресурс планера в процессе его эксплуатации.

Ключевые слова: метод расчета; случайное нагружение; крыло; усталость.

Введение

На сегодняшний день авиационная техника может быть конкурентоспособной, лишь обладая большим ресурсом при минимально возможном весе. Наблюдается постоянное ужесточение требований к надежности и ресурсу планера самолёта. Современные исследования показывают, что наиболее достоверной является оценка усталостного повреждения конструкции по фактической эксплуатации изделия [1 - 4].

Для крыла большого удлинения основным повреждающим силовым фактором (ПСФ) X может выступать перегрузка, изгибающий момент, напряжения – параметры, характеризующие напряженное состояние конструкции и, следовательно, ее усталостное повреждение в зависимости от внешних возмущений. В лётных испытаниях (ЛИ) и дальнейшей эксплуатации самолёта регистрируют перегрузки в центре тяжести, реже измеряют изгибающие моменты в предварительно препарированных сечениях крыла с помощью тензометрии. После об-

работки этих данных, которые носят случайный характер, переходят к каким-либо эквивалентам усталостного повреждения [5, 6].

Такой подход к оценке израсходованного и остаточного ресурса конструкции эффективен, но на стадии проектирования самолета данные ЛИ отсутствуют. Также нельзя утверждать однозначно, измерения и обработка каких именно силовых факторов позволяют выполнить более точный анализ усталостного повреждения конструкции крыла. Поэтому при проектировании самолета для оценки предполагаемой нагруженности его конструкции в полете используют накопленные статистические данные самолета-аналога [7] с многочисленными поправками, которые учитывают геометрические и летно-технические отличия между рассматриваемыми изделиями. После изготовления первых летных экземпляров и проведения ЛИ выполняют корректировку величины проектного ресурса и, в случае необходимости, доработку конструкции.

Максимально возможный ресурс конструкции крыла соответствует ресурсу его регулярных зон – участков конструкции с неустраняемыми концентраторами напряжений в виде продольных заклепочных или болтовых швов в панелях крыла. Преждевременное усталостное разрушение регулярной зоны крыла самолета в эксплуатации недопустимо. Трещины в таких зонах носят многоочаговый характер и не поддаются ремонту. Зоны конструктивных нерегулярностей стремятся довести по ресурсу до регулярных зон путем местных усиления.

Целью данной статьи является разработка метода расчета усталостного повреждения регулярных зон конструкции крыла в типовом полете на основе случайной функции повторения перегрузок в центре тяжести самолета, рассчитываемой по профилю типового полета.

1. Теоретические основы исследования

Работы [3, 4] показывают довольно близкое согласование данных расчётов долговечности при использовании плотностей распределения энергий деформаций, а также плотностей распределения нагрузок с данными экспериментов.

В работе [8] показано, что использование модели непрерывной атмосферной турбулентности по Карману, регламентированной как нормами FAR-25 (G) [9], так и отраслевым стандартом «Модель турбулентности атмосферы» [10], позволяет с достаточной точностью определить повторяемость порывов, действующих на самолет, с учетом параметров профиля типового полета. Согласно [9, 10] спек-

тральная плотность мощности (СПМ) интенсивностей скоростей воздушных порывов имеет вид:

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

где Ω – пространственная частота, [1/м];

L – интегральный масштаб турбулентности, [м];

σ_W – интенсивность вертикальной скорости воздушных порывов, которую можно определить с помощью ее среднеквадратических значений (СКО) как:

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

Функция плотности распределения СКО σ_W при полете в турбулентной атмосфере зависит от высоты полета на рассматриваемом этапе и может быть выражена так [10]:

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

где P_1, P_2 – вероятность полета в зонах умеренной и интенсивной турбулентности соответственно; b_1, b_2 – коэффициенты, характеризующие умеренную и интенсивную турбулентность, [м/с].

Удобнее работать с приведенной спектральной плотностью:

$$\overline{\Phi}_W(\Omega) = \frac{1}{\sigma_W^2} \cdot \Phi_W(\Omega). \quad (4)$$

Тогда, выражение для СПМ повреждающего фактора X примет следующий вид:

$$\Phi_X(\Omega) = \overline{\Phi}_W(\Omega) \cdot |T_X(\Omega)|^2 \cdot \sigma_W^2, \quad (5)$$

где $T_X(\Omega)$ – передаточная функция ПСФ.

В статье [11] путем анализа реакции жесткого крыла на действие гармонического вертикального порыва получена передаточная функция приращений вертикальной перегрузки Δn_y в центре тяжести самолета:

$$T_{\Delta n_y}(\Omega) = \frac{h}{g} \cdot \frac{\Omega}{\sqrt{\Omega^2 + \left(\frac{h}{V}\right)^2}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + 2 \cdot \pi \cdot b \cdot \Omega}}, \quad (6)$$

где

$$h = \frac{\rho \cdot V}{2 \cdot M} \cdot C_y^\alpha \cdot S_{кр}, \quad (7)$$

где ρ – плотность воздуха, [кг/м³];

V – скорость полета, [м/с];

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

$S_{кр}$ – площадь крыла, [м²];

M – масса самолета, [кг];

g – ускорение свободного падения, [м/с²];

b – полухорда крыла, [м].

Необходимо отметить, что в статье [12] разработана методика учета упругости конструкции крыла самолета при расчете передаточных функций ПСФ. В общем случае задача определения аэроупругих колебаний крыла в полете не имеет аналитического решения. Предложенная методика основана на решении динамической задачи вынужденных колебаний крыла методом конечных элементов. Частичный анализ аэроупругости конструкции самолета [12, 13] показал, что упругая составляющая влияет на некоторые вероятностные параметры процесса случайного нагружения крыла. Для самолетов транспортной категории это влияние незначительно, однако для более точной оценки требуются дополнительные исследования.

Предполагая линейную зависимость между приращениями перегрузки в центре тяжести самолета и изгибающего момента по размаху крыла в горизонтальном полете, получим передаточную функцию приращений изгибающего момента

$$T_{\Delta M_{Xj}}(\Omega) = M_{X_{ГПj}} \cdot T_{\Delta n_y}(\Omega), \quad (8)$$

где $M_{X_{ГПj}}$ – величины изгибающих моментов в рассматриваемом сечении крыла на различных режимах горизонтального полета.

Можно считать, что $M_{X_{ГПj}}$ зависит от текущей массы самолета, массы топлива в консоли крыла и программы выработки топлива из крыльевых баков. Однако авторы [14] показали, что для сложных профилей полета при расчете величины $M_{X_{ГПj}}$

следует также учитывать нагрузку на горизонтальное оперение (ГО) самолета, которая, в свою очередь, зависит от скоростного напора и условий работы механизации крыла.

Ранее, в статье [15], предложена методика расчета долговечности регулярных зон крыла неманевренного самолета при случайном нагружении с учетом параметров профиля типового полета. Методика базируется на принятой в отрасли гипотезе линейного суммирования усталостных повреждений и расчете долговечности по номинальным напряжениям.

Формула линейного суммирования усталостных повреждений на этапе типового полета имеет вид:

$$\int \frac{dn}{N} = 1, \quad (9)$$

где dn – повторяемость циклов нагрузки ΔX за единицу времени:

$$dn = N_{\Sigma} \cdot \phi(\Delta X) \cdot d\Delta X, \quad (10)$$

где N_{Σ} – суммарное число циклов до разрушения;

$\phi(\Delta X)$ – плотность распределения амплитуд ПСФ.

Так как атмосфера представляет собой совокупность зон с интенсивностью скоростей порывов воздуха, изменяющейся от зоны к зоне, то при полете в i -й зоне в условиях постоянной интенсивности σ_{Wi}

$$N_{\Sigma i} = N_0 \cdot T_i, \quad (11)$$

где N_0 – среднее число пересечений нагрузками нулевого уровня в единицу времени;

T_i – долговечность при полете в зоне с постоянной интенсивностью σ_{Wi} .

В общем случае согласно формуле Райса [16]

$$N_{0i} = \frac{V_j}{2\pi} \sqrt{\frac{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta X}(\Omega) \Omega^2 d\Omega}{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta X}(\Omega) d\Omega}}. \quad (12)$$

Величина N_{0i} зависит от скорости полета V_j , которая меняется на этапах типового полета j , включающих набор высоты, крейсерский полет, снижение. Плотность распределения амплитуд ПСФ X подчиняется закону Рэлея [17]:

$$\phi(\Delta X) = \frac{\Delta X}{\sigma_{\Delta X}^2} \cdot e^{-\frac{\Delta X^2}{2\sigma_{\Delta X}^2}}, \quad (13)$$

где $\sigma_{\Delta X}^2$ – дисперсия стационарного случайного процесса нагружения:

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta X}^2 &= \int_0^{\infty} \Phi_{\Delta X}(\Omega) \cdot d\Omega = \\ &= \int_0^{\infty} |\Gamma_{\Delta X}(\Omega)|^2 \cdot \sigma_{W_i}^2 \cdot \overline{\Phi_W(\Omega)} \cdot d\Omega = \\ &= \sigma_{W_i}^2 \cdot C_{\Delta X}^2. \end{aligned} \quad (14)$$

Число циклов до разрушения при регулярном нагружении N получим из уравнения кривой усталости:

$$N = \frac{A}{S^m}, \quad (15)$$

где A , m – параметры уравнения кривой усталости, получаемые экспериментально;

S – действующие напряжения.

При испытании образцов со свободным отверстием из сплава В95пчТ2 при отнулевом цикле нагружения получены следующие коэффициенты кривой усталости, выраженной через максимальные напряжения (МПа) [18]: $m = 4$, $A = 3,664 \cdot 10^{13}$.

Рассмотрим в качестве ПСФ перегрузку в центре тяжести самолета. Текущий цикл переменной нагрузки можно представить так:

$$\begin{aligned} n_{y_{\max}} &= 1 + \Delta n_y, \\ n_{y_{\min}} &= 1 - \Delta n_y. \end{aligned} \quad (16)$$

В таком случае имеем асимметричный цикл нагружения. Для определения эквивалентной перегрузки отнулевого цикла нагружения воспользуемся формулой Одингга [19]:

$$n_{y_{\text{эКВ}}} = \sqrt{2 \cdot \Delta n_y \cdot (1 + \Delta n_y)}, \quad (17)$$

а текущие переменные напряжения S в зависимости от возникающего приращения перегрузки Δn_y вычислим как:

$$S = S_{\Gamma\Pi j} \cdot n_{y_{\text{эКВ}}}, \quad (18)$$

где $S_{\Gamma\Pi j}$ – напряжения в рассматриваемом сечении крыла при единичной перегрузке на j -ом этапе горизонтального полета, которые линейно зависят от изгибающего момента.

$$S_{\Gamma\Pi j} = M_{X_{\Gamma\Pi j}} \cdot \frac{S_p}{M_{X_p}}, \quad (19)$$

где S_p – напряжения в конструкции крыла при действии изгибающего момента M_{X_p} в статическом расчете.

С учетом (17) и (18) зависимость для определения числа циклов до разрушения (15) при регулярном нагружении на j -ом этапе примет вид:

$$N_j \cdot S_{\Gamma\Pi j}^m \cdot \left[2 \cdot \Delta n_y \cdot (1 + \Delta n_y) \right]^{\frac{m}{2}} = A. \quad (20)$$

Долговечность при полете в турбулентной атмосфере с постоянной интенсивностью σ_{W_i} , вычислим по формуле:

$$\begin{aligned} T_{ij} &= \frac{A}{N_{0j} \cdot S_{\Gamma\Pi j}^m} \cdot 1 / \left(\int_{\Delta n_y} \left[2 \cdot \Delta n_y \cdot (1 + \Delta n_y) \right]^{\frac{m}{2}} \times \right. \\ &\quad \left. \times \frac{\Delta n_y}{\sigma_{W_i}^2 \cdot C_{\Delta n_y}^2} \cdot e^{-\frac{\Delta n_y^2}{2\sigma_{W_i}^2 \cdot C_{\Delta n_y}^2}} d\Delta n_y \right). \end{aligned} \quad (21)$$

Рассмотрим случай, когда самолет пересекает n зон с различной интенсивностью атмосферной турбулентности σ_{W_i} в каждой зоне. Усталостное повреждение конструкции, накапливаемое на j -ом этапе, можно найти по соотношению

$$D_j = \sum_{i=1}^n \frac{p_i}{T_{ij}}, \quad (22)$$

где p_i – относительная доля нахождения самолета в i -ой турбулентной зоне.

Вследствие того, что распределение интенсивностей турбулентных зон подчиняется плотности распределения (3), выражение (22) может быть переписано в следующем виде:

$$D_j = \sum_{i=1}^n \frac{f(\sigma_{W_i}) \Delta \sigma_{W_i}}{T_{ij}}. \quad (23)$$

Запишем интеграл в знаменателе правой части уравнения (21) так:

$$I_{\Delta n_y, j} = \int_{\Delta n_y} \left[2 \cdot \Delta n_y \cdot (1 + \Delta n_y) \right]^m \times \frac{\Delta n_y}{\sigma_{W_i}^2 \cdot C_{\Delta n_y}} \cdot e^{-\frac{\Delta n_y^2}{2\sigma_{W_i}^2 \cdot C_{\Delta n_y}}} d\Delta n_y \quad (24)$$

тогда, с учетом (23), получим зависимость для расчета усталостного повреждения регулярной зоны конструкции крыла на j-ом этапе типового полета

$$D_j = \frac{N_{0j} \cdot S_{\Gamma\Pi j}^m \cdot \tau_j}{A} \cdot I_{\sigma_W}, \quad (25)$$

где $I_{\sigma_W} = \int_{\sigma_{W_i}} I_{\Delta n_y} \cdot f(\sigma_W) d\sigma_{W_i}$; τ_j – время полета на j-ом этапе.

Суммарное усталостное повреждение от случайных ветровых нагрузок за типовой полет составит

$$D_{\text{сл}} = \sum_{j=1}^k D_j = \frac{I_{\sigma_W}}{A} \left(\frac{S_p}{M_{Xp}} \right)^m \sum_{j=1}^k (N_{0j} \cdot M_{X\Pi j}^m \cdot \tau_j). \quad (26)$$

В практических приложениях часто используют [20, 6] понятие об эквивалентном изгибающем моменте – условном моменте, за один цикл приложения которого конструкция получает усталостное повреждение, равное повреждению от всего спектра нагрузок за полет. Обозначим максимальное значение эквивалентного момента отнулевого цикла нагружения $M_{\text{экр}, j}$. Учитывая линейную зависимость напряжений в конструкции от изгибающего момента, имеем эквивалентное напряжение

$$S_{\text{экр}, j} = M_{\text{экр}, j} \cdot \frac{S_p}{M_{Xp}}. \quad (27)$$

Усталостное повреждение конструкции на j-ом этапе полета составит

$$D_j = \frac{\left(M_{\text{экр}, j} \cdot \frac{S_p}{M_{Xp}} \right)^m}{A}. \quad (28)$$

Так как левые части уравнений (25) и (28) равны, можно приравнять и их правые части, откуда эквивалентный изгибающий момент на j-ом этапе типового полета, с учетом (19), будет равен

$$M_{\text{экр}, j} = M_{X\Pi j} \cdot \sqrt{N_{0j} \cdot \tau_j \cdot I_{\sigma_W}}. \quad (29)$$

Циклический характер нагрузок на конструкцию обусловлен маневрированием, полетом в турбулентной атмосфере, когда восходящие порывы приводят к положительному приращению перегрузок, а нисходящие – отрицательному, неровностями взлетно-посадочной полосы. Большой вклад в суммарное усталостное повреждение конструкций самолетов транспортной категории вносит отгибающий полетный цикл нагружения земля-воздух-земля (ЗВЗ), который характеризуется наибольшими нагрузками, закономерно встречающимися один раз за полет [19].

Для расчета максимальной положительной нагрузки цикла ЗВЗ необходимо знать параметры интегральной повторяемости ПСФ за полет. Согласно [10] повторяемость вертикальных приращений перегрузок при воздействии вертикальных скоростей воздушных порывов на j-ом этапе полета следует определять по формуле

$$F_j(\Delta n_y) = N_{0j} \cdot \tau_j \times \left[P_1 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_1 \cdot A_W}\right) + P_2 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_2 \cdot A_W}\right) \right], \quad (30)$$

где A_W – коэффициент передаточной функции от вертикального порыва к перегрузке, для каждого j-го этапа типового полета:

$$A_W = \sqrt{\frac{\int_{\Omega} \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}{\int_0^{\infty} \Phi_W(\Omega) d\Omega}}. \quad (31)$$

Интегральная повторяемость приращений перегрузки за один полет составит

$$F_{\Sigma}(\Delta n_y) = \sum_{j=1}^n F_j(\Delta n_y) \quad (32)$$

Согласно рекомендациям ЦАГИ [18] для определения приращения $\Delta n_{y \max}^{\text{ЗВЗ}}$ максимума цикла ЗВЗ, необходимо принимать

$$F_{\Sigma}(\Delta n_{y \max}^{\text{ЗВЗ}}) = 0,694. \quad (33)$$

Тогда, максимальное значение перегрузки в цикле ЗВЗ составит

$$n_{y_{\max}}^{3B3} = 1 + \Delta n_{y_{\max}}^{3B3}. \quad (34)$$

В качестве минимума цикла ЗВЗ при движении самолета по земле обычно принимают значение, пропорциональное нагружению в горизонтальном полете:

$$n_{y_{\min}}^{3B3} = -k, \quad (35)$$

где k – осредненный коэффициент, для самолетов транспортной категории рекомендуют $k = 0,5$ [19].

Тогда эквивалентное значение перегрузки от нулевого цикла нагружения, соответствующего действующему циклу ЗВЗ, найдем по формуле Одингга

$$n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3} = \sqrt{n_{y_{\max}}^{3B3} \cdot (n_{y_{\max}}^{3B3} - n_{y_{\min}}^{3B3})}. \quad (36)$$

Вычислив по формулам (30 - 36) эквивалентную перегрузку $n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3}$ цикла ЗВЗ, соответствующие ей эквивалентные напряжения можно определить по соотношению

$$S_{\text{э.кв.}}^{3B3} = n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3} \cdot S_{\text{ГП}}. \quad (37)$$

Напряжение в элементе конструкции в горизонтальном полете $S_{\text{ГП}}$ – величина переменная вследствие изменения веса самолета за счет выработки топлива. Максимальная турбулентность атмосферы наблюдается на малых высотах, т.е. на этапах набора высоты и снижения. С учетом выработки топлива в крыльевых баках наибольшее напряжение в конструкции соответствует этапу набора высоты, когда вес самолета максимален. В связи с этим, с некоторым запасом, принимаем в расчете повреждения от цикла ЗВЗ величину изгибающего момента M_{X_1} на этапе взлета, тогда

$$S_{\text{э.кв.}}^{3B3} = M_{X_1} \cdot \frac{S_p}{M_{X_p}}. \quad (38)$$

Число циклов до разрушения при регулярном нагружении эквивалентными напряжениями цикла ЗВЗ определим по формуле

$$N_{3B3} = \frac{A}{(S_{\text{э.кв.}}^{3B3})^m}. \quad (39)$$

Усталостное повреждение от цикла ЗВЗ за один типовой полет составит

$$D_{3B3} = \frac{1}{N_{3B3}} = \frac{M_{X_1}}{A} \cdot \left(\frac{S_p}{M_{X_p}} \right)^m \cdot (n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3})^m. \quad (40)$$

Суммарное повреждение за типовой полет включает повреждение от случайных нагрузок и от закономерно повторяющегося цикла ЗВЗ

$$D_{\Sigma} = D_{3B3} + D_{\text{сл}} = \frac{1}{A} \cdot \left(\frac{S_p}{M_{X_p}} \right)^m \times \left[M_{X_1}^m \cdot (n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3})^m + I_{\sigma_w} \cdot \sum_{j=1}^k N_{0j} \cdot M_{X_{\text{ГП}j}}^m \cdot \tau_j \right]. \quad (41)$$

В некоторых случаях, в зависимости от конструктивно-силовой схемы самолета, в уравнение (41) может быть добавлено усталостное повреждение конструкции на наземных режимах эксплуатации.

С учетом формул (19) и (28) эквивалентный изгибающий момент за весь типовой полет будет равен

$$M_{\text{э.кв.}} = \frac{M_{X_p}}{S_p} \cdot \sqrt[m]{D_{\Sigma} \cdot A} = \sqrt[m]{M_{X_1}^m \cdot (n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3})^m + I_{\sigma_w} \cdot \sum_{j=1}^k (N_{0j} \cdot M_{X_{\text{ГП}j}}^m \cdot \tau_j)}. \quad (42)$$

Долговечность конструкции в числе типовых полетов

$$\lambda = \frac{1}{D_{\Sigma}} = \left(\frac{M_{X_p}}{S_p} \right)^m \times \frac{A}{M_{X_1}^m \cdot (n_{y_{\text{э.кв.}}}^{3B3})^m + I_{\sigma_w} \cdot \sum_{j=1}^k N_{0j} \cdot M_{X_{\text{ГП}j}}^m \cdot \tau_j}. \quad (43)$$

Ресурс конструкции в числе типовых полетов

$$T_{\lambda} = \frac{\lambda}{\eta_{\Sigma}}, \quad (44)$$

где η_{Σ} – нормируемый суммарный коэффициент надежности [22].

Ресурс в летных часах

$$T_{\tau} = T_{\lambda} \cdot \tau_{\text{ГП}}, \quad (45)$$

где $\tau_{\text{ГП}}$ – время типового полета.

2. Сопоставление с результатами ЛИ

В качестве примера рассмотрим самолет транспортной категории со взлетным весом 38 тонн и размахом крыла 32 м. Рассмотрим эксплуатацию самолета на пожаротушение, профиль полета которого показан на рис. 1.

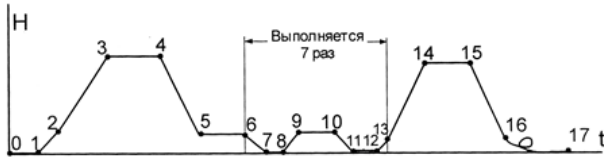


Рис. 1. Профиль типowego полета самолета на пожаротушение: 0-1 руление, 1-2 взлёт, 2-3 набор высоты до 2000м, 3-4 горизонтальный полёт 2000м, 4-5 снижение от 2000м, 5-6 горизонтальный полёт 400м, 6-7 снижение от 400м, 7-8 забор воды, 8-9 набор высоты до 400м, 9-10 горизонтальный полёт 400м, 10-11 снижение 100м, 11-12 сброс воды, 12-13 набор высоты до 400м, 13-14 набор высоты до 2000м, 14-15 горизонтальный полёт 2000м, 15-16 снижение до 200м, 16-17 круг, посадка

В результате проведения ЛИ, после статистической обработки экспериментальных данных системы регистрации параметров режимов полета методом полных циклов по 17 полетам на пожаротушение, получены интегральные повторяемости приращений перегрузки в центре тяжести самолета на 1 км пути на воздушных участках конвейеров (этапы полета 6-13, рис. 1). Также проведена обработка данных ЛИ для полетных реализаций изгибающих моментов в четырех сечениях крыла [23].

Осредненная по 17 полетам интегральная повторяемость приращений перегрузки и теоретическая, вычисленная по формуле (31) с учетом параметров профиля типowego полета (рис. 1), представлены на рис. 2.

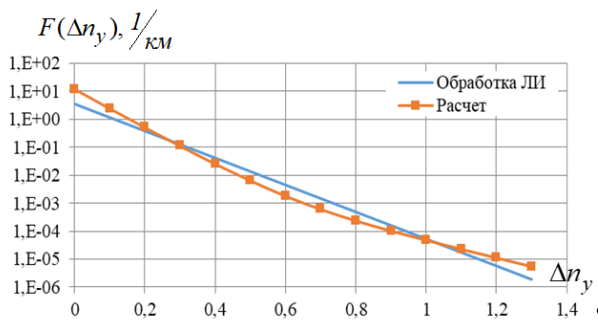


Рис. 2. Интегральная повторяемость приращения перегрузки в центре тяжести самолета на воздушных участках конвейеров, приведенная к 1 км

На рис. 3 показаны эквивалентные изгибающие моменты за полет для четырех сечений по размаху крыла Z , полученные в результате обработки летных данных, и $M_{э\text{кв}}$, вычисленные теоретически по формуле (42) с учетом параметров профиля типowego полета.

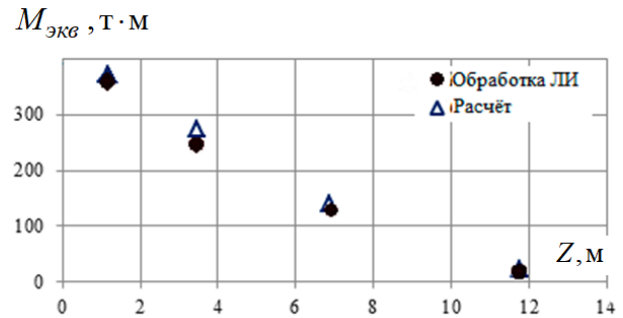


Рис. 3. Эквивалентные изгибающие моменты по сечениям крыла за типовой полет

На рис. 4 приведены результаты расчета усталостного повреждения регулярной зоны конструкции крыла самолета D_{Σ} за типовой полет, вычисленные на основании расчетной интегральной повторяемости перегрузок, а также по измеренным в ЛИ $M_{э\text{кв}}$.

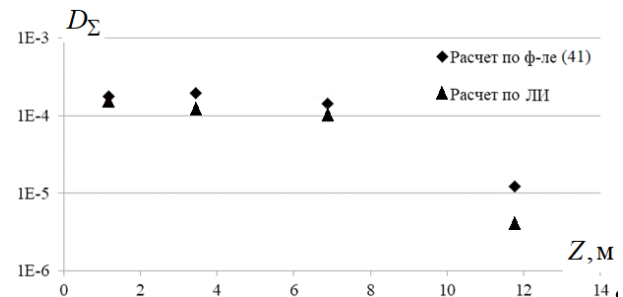


Рис. 4. Усталостное повреждение D_{Σ} регулярной зоны конструкции крыла самолета за типовой полет

Как видно из графиков, расчетные характеристики нагруженности конструкции в типовом полете, вычисленные по предложенному методу, не противоречат результатам обработки данных ЛИ. В наиболее нагруженном, корневом сечении крыла отличие между расчетным и экспериментальным значениями $M_{э\text{кв}}$ составляет 3,2%.

Выводы

Разработан метод расчета усталостного повреждения регулярных зон конструкции крыла с уче-

том параметров профиля типового полета на этапе проектирования самолета. Метод основывается на принятой в отрасли линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений и расчете долговечности по номинальным напряжениям. Предлагаемый метод позволяет учесть предполагаемые параметры типового полета на стадии проектирования самолета.

Сопоставление вычисленной интегральной повторяемости перегрузок и эквивалентных изгибающих моментов с результатами обработки данных ЛИ показали хорошее согласование численных и экспериментальных данных. Результаты расчета усталостного повреждения конструкции по перегрузкам в центре тяжести самолета не существенно отличаются от расчета по эквивалентным изгибающим моментам в различных сечениях крыла. В дальнейшем это позволяет работать с любым типом ПСФ в полете при использовании непрерывной модели атмосферной турбулентности.

Разработанный метод может быть взят за основу методики оценки проектного, израсходованного и остаточного ресурса конструкции с учетом фактической истории эксплуатации самолета.

Литература

1. Фейгенбаум, Ю. М. Анализ современного состояния и перспектив развития отечественной системы мониторинга эксплуатации силовой конструкции гражданских ВС [Текст] / Ю. М. Фейгенбаум, Ю. С. Соколов // Науч. вестн. ГосНИИ ГА. – 2015. – № 7. – С. 14 – 23.
2. *Multiaxial high-cycle fatigue life prediction under random spectrum loadings* [Текст] / H. Wei, P. Carrion, J. Chen, A. Imanian, N. Shamsaei, N. Iyyer, Y. Liu // *International Journal of Fatigue*. – 2020. – Vol. 134. Article Id: 105462. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2019.105462.
3. Rui, J. *Individual aircraft life monitoring: An engineering approach for fatigue damage evaluation* [Текст] / J. Rui, H. Xiaofan, L. Yuhai // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2018. – Vol. 31, Iss. 4. – P. 727-739. DOI: 10.1016/j.cja.2018.02.002.
4. *Multiaxial fatigue life prediction for metals by means of an improved strain energy density-based critical plane criterion* [Текст] / J. Li, X. Wang, Xin, R. Li, Y. Qiu // *European Journal of Mechanics - A/Solids*. – 2021. – Volume 90. Article Id: 104353. DOI: 10.1016/j.euromechsol.2021.104353.
5. Nesterenko, B. G. *Permissible stresses for transport aircraft structures according to fatigue and damage tolerance criteria* [Текст] / B. G. Nesterenko, G. I. Nesterenko // *Journal of machinery manufacture and reliability*. – 2013. – No. 2. – P. 114-123.
6. Райхер, В. Л. Расчетный метод определения эквивалентных режимов испытаний на выносливость крыла и фюзеляжа самолета [Текст] / В. Л. Райхер, В. И. Цымбалюк // Тр. ЦАГИ. – 1971. – № 1336. – 44 с.
7. Орлова, Т. И. *Разработка методики формирования блочной программы квазислучайного нагружения для ресурсных испытаний планера самолета* [Текст] / Т. И. Орлова, В. И. Цымбалюк. // Тр. ЦАГИ. – 2009. – No. 2683. – С. 47 – 62.
8. Бойко, Т. С. *Методика расчета интегральной повторяемости воздушных порывов, действующих на самолет в полете* [Текст] / Т. С. Бойко. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2016. – № 2/129. – С. 42 – 48.
9. *Federal Aviation Regulations. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. FAR – 25, Part G*. 1990.
10. *ОСТ 1 02514–84. Модель турбулентности атмосферы* [Текст]. – Введ. 01.01.1986. – 13 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. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – 2009. – Вып. 2 (58). – С. 97 – 105.
12. Бойко, Т. С. *Оценка реакции упругого крыла на непрерывную атмосферную турбулентность* [Текст] / Т. С. Бойко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 3 (120). – С. 5-9.
13. Бисплинхофф, Р. Л. *Аэроупругость* [Текст] : пер. с англ. / Р. Л. Бисплинхофф, Х. Эшли, Р. Л. Халфмэн – М. : Из-во иностр. лит., 1958. – 799 с.
14. Фомичев, П. А. *Уточнение изгибающих моментов по крылу самолета с учетом данных летных измерений* [Текст] / П. А. Фомичев, С. Ф. Мандзюк, В. И. Клепцов. // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – 2013. – Вып. 4 (76). – С. 7–14.
15. Бойко, Т. С. *Методика расчета долговечности регулярных зон конструкции самолета с жестким крылом при полете в турбулентной атмосфере* [Текст] / 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.
16. Когаев, В. П. *Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени* [Текст] / В. П. Когаев. – М. : Машиностроение, 1977. – 232 с.
17. Райхер, В. Л. *Гипотеза спектрального суммирования и ее применение для определения усталостной долговечности при действии случайной нагрузки* [Текст] / В. Л. Райхер // Тр. ЦАГИ. 1969. – Вып. 1134. – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1969. – 38 с.
18. *Справочные данные по выносливости конструкционных сплавов* [Текст] : отчет / ЦАГИ, рук. Воробьев А. З. ; исполн. Богданов Б. Ф., Колганова З. Н., Завирюха Г. Г. 1977. – № 1852 VII. – 170 с.

19. Сопротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебеньев и др. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.

20. Стрижиус, В. Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций [Текст] / В. Е. Стрижиус. – М. : Машиностроение, 2012. – 271 с.

21. Рекомендации по способам расчета усталостного повреждения и оценки ресурса конструкции самолета [Текст] : отчет ЦАГИ. – М., 1971. – № 019520. – 84 с.

22. Нормы лентой годности гражданских самолетов СССР, издание третье, НЛГС-3 [Текст] // МВК СССР. – М., 1984.

23. Обоснование ресурса регулярных зон крыла самолета Бе-200ЧС при многоцелевом применении: отчет о НИОКР [Текст] / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», рук. Фомичев П. А.; исполн. Бойко Т. С., Заруцкий А. В., Мандзюк С. Ф. и др. – Х., 2013. – 119 с. - № 102-13/2010.

References

1. Feigenbaum, Y. M., Sokolov, Y. S. Analiz sovremennoy sostoyaniya i perspektiv razvitiya otechestvennoy sistemyi monitoringa ekspluatatsii silovoy konstruksii grazhdanskih VS [Analysis of the current state and development prospects of the native monitoring system for the operation of the power structure of civil aircraft]. *Nauch. Vestn. GosNII GA*, 2015, no. 7, pp. 14-23.

2. Wei, H., Carrion, P., Chen, J., Imanian, A., Shamsaei, N., Iyyer, N., Liu, Y. Probabilistic fatigue life prediction of composite materials. *International Journal of Fatigue*. 2020, Second Edition, pp. 607-633. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2019.105462.

3. Rui, J., Xiaofan, H., Yuhai, L. Individual aircraft life monitoring: An engineering approach for fatigue damage evaluation. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, Vol. 31, Iss. 4, pp. 727-739. DOI: 10.1016/j.cja.2018.02.002.

4. Li, J., Wang, X., Li, R., Qiu, Y. Multiaxial fatigue life prediction for metals by means of an improved strain energy density-based critical plane criterion. *European Journal of Mechanics - A/Solids*, 2021, vol. 90, Article Id: 104353. DOI: 10.1016/j.euromechsol.2021.104353.

5. Nesterenko, B. G., Nesterenko, G. I. Permissible stresses for transport aircraft structures according to fatigue and damage tolerance criteria. *Journal of machinery manufacture and reliability*, 2013, no. 2, pp. 114-123.

6. Rayher, V. L., Tsybalyuk, V. I. Raschetnyy metod opredeleniya ekvivalentnyh rejimov ispytaniy na vynoslivost kryila I fuzelyazha samoleta [Calculation method for determination of equivalent test modes for wing and fuselage endurance tests]. *Tr. TsAGI*, 1971, no. 1336, 44 p.

7. Orlova, T. I., Tsimbalyuk, V. I. Razrabotka metodiki formirovaniya blochnoy programmy kvazisluchaynogo nagruzheniya dlya resursnyh ispytaniy planera samolyota [Development of a methodology for the formation of a block quasi-random loading program for life tests of an airframe]. *Trudy. TsAGI*, 2009, no. 2683, pp. 47-62

8. Boyko, T. S. Metodika rascheta integralnoy povtoryaemosti vozdushnyh poryvov, deystvuyushih na samolyot v polyote [Methodology for calculating the integral repeatability of air gusts acting on an aircraft in flight]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2016, no. 2/129, pp. 42-48.

9. Federal Aviation Regulations. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. FAR – 25, Part. G. 1990, pp. 211 – 214.

10. OST 1 02514-84. Model' turbulentnosti atmosfery [Industry Standard 1 02514-84. Atmospheric turbulence model]. – Impr., 01.01.1986. 13 p.

11. Boyko, T. S. Vliyanie shemy atmosfernoj turbulentsnosti na koefficient oslableniya poryva [The effect of atmospheric turbulence circuit for gust attenuation coefficient]. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksij letatel'nyh apparatov : sbornik nauchnyh trudov Nacional'nogo azerokosmicheskogo universiteta im. N. E. Zhukovskogo «KHAИ» – Aircraft structure design and production questions: proc. of the National Aerospace University “KhAI”*, 2009, no. 2 (58), pp. 97-105.

12. Boyko, T. S. Otsenka reaktsii uprugogo kryila na nepreryivnyuyu atmosfernyuyu turbulentnost. Aviatcionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya [Evaluation of the response of an elastic wing to continuous atmospheric turbulence]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2015, no. 3(120), pp. 5-9.

13. Bisplinghoff, R. L., Eshli, H., Halfmen R. L. *Aerouprugost* [Aeroelasticity]. Izdatelstvo inostr. lit. Publ., 1958. 799 p.

14. Fomichev, P. A., Mandzyuk, S. F., Kleptsov, V. I. Utochnenie izgibayuschih momentov po kryilu samoleta s uchetom dannyih letnyih izmereniy [Refinement of bending moments along the wing of an aircraft taking into account flight measurement data]. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksiy letatel'nyh apparatov : sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.E. Zhukovskogo «HAI»*, 2013, no. 4(76), pp. 7-14.

15. Boyko, T. S. Metodika rascheta dolgovechnosti regulyarnykh zon konstruksii samoleta s zhestkim kryilom pri polete v turbulentnoy atmosfere [Method for calculating the durability of regular zones of an airplane structure with a rigid wing when flying in a turbulent atmosphere]. *Povrezhdenie materialov vo vremya ekspluatatsii, metody ego diagnostirovaniya i prognozirovaniya : 2009 tr. Mezhdunar. nauch.-tehn. konf., Ternopol*, pp. 227-232.

16. Kogaev, V. P. Raschetyi na prochnost pri napryazheniyah, peremennykh vo vremeni [Strength

calculations under time-variable stresses]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 232 p.

17. Rayher, V. L. *Gipoteza spektralnogo summirovaniya i ee primeneniye dlya opredeleniya ustalostnoy dolgovechnosti pri deystvii sluchaynoy nagruzki* [Spectral summation hypothesis and its application to determine fatigue life under the action of a random load] *Trudy TsAGI*, 1969, no.1134. 38 p.

18. Bogdanov, B. F., Kolganova, Z. N., Zaviryuha, G. G. *Spravochnye dannye po vynoslivosti konstruktsionnykh splavov: otchet* [Structural Alloy Fatigue Reference Data: Report]. Moscow, 1977, no. 1852 VII. 170 p.

19. Vorob'ev, A. Z., Ol'kin, B. I., Stebenev, V. N. *Soprotivleniye ustalosti jelementov konstruktsiy* [Fatigue resistance of structural elements]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990. 240 p.

20. Strizhius, V. E. *Metody rascheta ustalostnoy dolgovechnosti elementov aviakonstruktsiy*. [Methods for calculating the fatigue life of elements of aircraft

structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012. 271 p.

21. *TsAGI otchet. Rekomendatsii po sposobam rascheta ustalostnogo povrezhdeniya i otsenki resursa konstruktsii samoleta*. [TsAGI's report. Recommendations on methods for calculating fatigue damage and assessing the life of an aircraft structure]. TsAGI Publ. 1971, no. 019520. 84 p.

22. *Normy lentoy godnosti grazhdanskih samoletov SSSR* [Standards for the fitness band of civil aircraft of the USSR]. *NLGS-3. MVK SSSR*, 1984.

23. Fomichev, P. A., Boyko, T. S., Zarutskiy, A.V., Mandzyuk, S.F. *Obosnovaniye resursa regul'yarnykh zon kryila samoleta Be-200ChS pri mnogotselyovom primenenii : otchet o NIOKR* [Justification of the resource of the regular wing zones of the Be-200ChS aircraft for multipurpose use: report] *Nats. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI»*, 2013, no. 102-13/2010. 119 p.

Надійшла до редакції 15.04.2021, розглянута на редколегії 20.05.2021

МЕТОД РОЗРАХУНКУ ВТОМНОГО ПОШКОДЖЕННЯ РЕГУЛЯРНИХ ЗОН КРИЛА ЛІТАКА ПРИ ВИПАДКОВОМУ НАВАНТАЖЕННІ НА ЕТАПАХ ТИПОВОГО ПОЛЬОТУ

П. О. Фомичов, Т. С. Бойко, О. О. Севостьянов

Відповідно до норм льотної придатності, конструкція літака повинна мати таку важливу якість як експлуатаційна живучість, тобто, мати можливість зберігати працездатність при наявності припустимих пошкоджень. Однак, накопичуючись вище певного рівня, пошкодження викликають утомлююче руйнування конструкції, у вигляді прояву мікро- та субмікротріщин, таким чином знижуючи міцневі характеристики конструкції. В даний час сформовано кілька підходів до забезпечення безпеки конструкції літаків за умовами міцності. Одним з них є встановлення безпечного ресурсу (безпечної довговічності). Цей принцип має на увазі, що протягом встановленого терміну служби виробу, в ньому не будуть виникати пошкодження, що знижують міцність нижче припустимого рівня. Ресурс літака обмежений «зверху» довговічністю регулярних зон планера. Тому прогнозування довговічності конструкції крила літака на етапі проектування є фундаментальним інженерним завданням для забезпечення його безпеки і економічної ефективності. У той же час, першим етапом для боротьби з втомним пошкодженням літаків на етапі проектування є збір і оцінка експлуатаційних навантажень літака-аналога. Однак на етапі їх проектування нової моделі літака, отримання таких даних не завжди можливо. Тому **метою** даної статті є розробка методу розрахунку втомного пошкодження на стадії виникнення тріщин і подальша оцінка довговічності регулярних зон крила транспортного літака з урахуванням умов його експлуатації. **Завдання:** відокремити фактори, що визначають довго-вічність літака при польоті в неспокійному повітрі, провести облік асиметрії навантажень і накопичених ушкоджень, що виникають на кожному етапі протягом усього польоту літака, визначити ресурс літака в залежності від профілю типового польоту. **Метод базується** на стандартизованій моделі атмосферної турбулентності, профілях типових польотів, втомних характеристиках матеріалів, гіпотезі лінійного підсумовування пошкоджень і розрахунку по номінальній напрузі. **В підсумку**, зіставлення обчислених інтегрального повторення перевантажень і еквівалентних згинальних моментів з результатами обробки даних льотних випробувань показало добре узгодження даних. **Висновки.** Наукова новизна роботи полягає в тому, що було розроблено метод розрахунку втомного пошкодження регулярних зон крила з урахуванням запланованого профілю польоту літака. Запропонований метод дозволяє провести попередню оцінку ресурсу при проектуванні літака без використання даних з експлуатаційних навантажень літака-аналогу, а також оцінити залишковий ресурс планера в процесі його експлуатації.

Ключові слова: метод розрахунку; випадкове навантаження; крило; втома.

METHOD OF FATIGUE CALCULATION OF DAMAGE IN AIRCRAFT'S WING REGULAR ZONES UNDER RANDOM LOADING AT DIFFERENT STAGES OF A TYPICAL FLIGHT*P. Fomichev, T. Boiko, A. Sevostyanov*

In accordance with the airworthiness standards, the aircraft structure must be operationally survivable, it means that structure must be able to remain efficiency in the presence of admissible damage. But, accumulating above than a certain level, damages cause fatigue failure of the structure, in the form of micro- and submicrocracks, thus reducing its strength characteristics. Currently, several approaches have been formed to ensure the safety of an aircraft structures in terms of strength. One of them is ensuring a safe resource (safe durability). This principle implies that during the specified service life of the product, no damage will occur in it, reducing the strength below the permissible level. The aircraft resource is limited "from above" by the durability of the regular zones of airframe. Therefore, predicting the durability of an aircraft wing structure at the design stage is a fundamental engineering problem to ensure its safety and economic efficiency. At the same time, the first step in dealing with aircraft fatigue damage at the design stage is the collection and assessment of the operational loads of the analog aircraft. However, at the design stage of a new aircraft model, obtaining such data is not always possible. Therefore, **the purpose** of this article is to develop a method for calculating fatigue damage at the stage of cracking and assessing the durability of regular zones of a transport aircraft wing, taking into account the conditions of its operation. The **tasks** to be solved are: to isolate the factors that determine the durability of the aircraft at flying in turbulent air; to take into account the asymmetry of loads and accumulated damage that occurs at each stage during the entire flight of the aircraft; to determine the aircraft's resource depending on the profile of a typical flight. **The method is based on** a standardized atmospheric turbulence model, typical flight profiles, fatigue characteristics of materials, the hypothesis of linear summation of damages and calculation based on nominal stresses. **As result**, comparison between the calculated integral repeatability of overloads and equivalent bending moments with the results of processing flight test data showed good agreements. **Conclusions.** The scientific novelty of the work lies in the fact that a method for calculating the fatigue damage of the regular wing zones, taking into account the expected flight profile of the aircraft was developed. This means that the proposed method makes it possible to carry out a preliminary assessment of the resource when designing an airplane without using data on the operational loads of an analogue airplane, and also estimate the residual resource of the airplane during its operation.

Keywords: calculation method; random loading; wing; fatigue damage; durability; typical flight.

Фомичов Петро Олександрович – д-р техн. наук, проф., зав. кафедри міцності, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Бойко Тетяна Сергіївна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри міцності, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Севостьянов Олександр Олександрович – асистент кафедри міцності, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Peter Fomichev – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Department of Aircraft Strength, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: nil_prochnost@khai.edu, ORCID ID: 0000-0002-9956-7650.

Tatyana Boiko – PhD of Technical Sciences, Associate Professor of Department of Aircraft Strength, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: t.boiko@khai.edu, ORCID ID: 0000-0002-3383-0129.

Alexander Sevostyanov – Assistant of Department of Aircraft Strength, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: o.sevostyanov@khai.edu, ORCID ID: 0000-0001-5824-9384.