

Т. С. БОЙКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

МЕТОДИКА ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ИНТЕГРАЛЬНОЙ ПОВТОРЯЕМОСТИ ПЕРЕГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ В ТИПОВОМ ПОЛЕТЕ

Одной из наиболее значимых характеристик самолета является его ресурс. Элементы конструкции самолета подвержены усталостному повреждению в эксплуатации. Для теоретической оценки накапливаемого усталостного повреждения, долговечности и ресурса конструкции необходимо знать нагрузки, действующие на самолет. Основной вклад в усталостное повреждение вносят нагрузки от порывов воздуха, которые имеют случайный характер. Величина этого повреждения зависит от условий полета, а именно от скорости, высоты полета и веса самолета. С хорошей точностью процесс нагружения конструкции в полете можно описать с помощью интегральной повторяемости перегрузок в центре тяжести самолета. Эту функцию получают экспериментально в летных испытаниях. Однако в статье предлагается методика расчета функции интегральной повторяемости приращения перегрузок на этапе проектирования. Такой подход позволяет учесть предполагаемые условия эксплуатации создаваемого самолета и дать оценку его нагруженности. Используя профили типовых полетов и относительный налет по ним, получены условия нагружения за обобщенный типовой полет. Достоверность предлагаемой методики подтверждена путем сопоставления теоретических и экспериментальных данных об интегральных повторяемостях перегрузок за полет для различных самолетов типа Ил-76Т. Профили типовых полетов парка самолетов Ил-76Т(ТД) составлены автором ранее путем статистической обработки данных формуляров этих самолетов. В результате получено хорошее согласование вычисленных и измеренных кривых интегральных повторяемостей перегрузок. Учет различных типовых профилей позволил объяснить разброс экспериментальных данных. Показана возможность теоретической оценки максимальной перегрузки цикла земля-воздух-земля. Этот параметр может вносить более половины усталостного повреждения конструкции за полет и требует точного определения. В целом, разработанная методика расчета интегральной повторяемости перегрузок в центре тяжести в дальнейшем служит для расчета проектного, накопленного и остаточного ресурса конструкции самолета транспортной категории с учетом предполагаемой истории эксплуатации.

Ключевые слова: профиль типового полета; перегрузка; интегральная повторяемость; передаточная функция; случайное нагружение.

Введение

Важным показателем надежности и ресурса планера самолета является усталостная прочность элементов конструкции, которая в значительной мере зависит от спектров действующих нагрузок. Нагрузки на конструкцию в конкретном полете зависят от загрузки самолета, профиля полета, турбулентности атмосферы, условий маневрирования и т.д. Циклический характер нагрузок обусловлен полетом самолета в турбулентной атмосфере, когда восходящие порывы приводят к положительному приращению перегрузок, нисходящие – отрицательному, а при движении самолета по земле – неровностями взлетно-посадочной полосы. Большой вклад в суммарное усталостное повреждение конструкций самолетов транспортной категории вносит огибающий полетный цикл нагружения земля-воздух-земля (ЗВЗ), который характеризуется наибольшими

нагрузками, закономерно встречающимися один раз за полет [1].

Спектр нагрузок, действующих на самолет, можно описать интегральной повторяемостью силового фактора за полет. Чем точнее определена эта функция, тем выше дальнейшая точность расчета усталостного повреждения, долговечности и ресурса конструкции самолета.

Постановка задачи

На сегодняшний день накоплено большое количество данных летных измерений нагрузок, действующих на самолет в полете [2 – 4]. Вместе с тем в отрасли отсутствуют общепринятые и обоснованные теоретические методы прогнозирования нагруженности элементов авиационных конструкций как на этапе проектирования, так и в процессе эксплуатации. Зачастую для оценки проектного ресурса

разработчики авиационной техники используют накопленные статистические данные о нагрузках по результатам летных испытаний [5 – 8].

Современные авиационные нормы обеспечения прочности [9, 10] регламентируют непрерывную и дискретную модели турбулентности атмосферы, которые следует использовать при расчете нагрузок на самолет в полете. Ранее, в работе [11], разработана методика расчета интегральной повторяемости воздушных порывов на этапе проектирования самолета с учетом предполагаемых условий его эксплуатации. В результате сопоставления непрерывной и дискретной моделей турбулентности с данными летных измерений показано, что схема непрерывной атмосферной турбулентности по сравнению с дискретной дает более точную оценку случайных нагрузок, действующих на самолет в предполагаемом полете. Кроме того, использование осредненных экспериментальных кривых приводит к погрешности в оценке случайных нагрузок, а в дальнейшем и ресурса конструкции, так как для каждого типа самолета и профиля полета кривые интегральной повторяемости порывов могут существенно отличаться.

Целью данной статьи является разработка и обоснование методики расчета интегральной повторяемости приращения перегрузок в центре тяжести самолета за типовой полет. Методика должна учитывать характеристики непрерывной атмосферной турбулентности и параметры профиля типowego полета самолета.

Теоретические основы исследования

Для расчета накапливаемого усталостного повреждения конструкции и максимальной положительной перегрузки цикла ЗВЗ необходимо знать количественную характеристику интегральной повторяемости перегрузки за полет. Целесообразно разбить весь типовой полет дискретно на k режимов с фиксированным весом самолета G_j , скоростью V_j , высотой H_j и длительностью полета τ_j на каждом режиме. Согласно [9, 10] повторяемость вертикальных приращений перегрузок при воздействии вертикальных скоростей воздушных порывов на j -ом режиме полета следует определять по формуле

$$F_j(\Delta n_y) = N_{0j} \cdot \tau_j \times \left[P_1 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_1 \cdot A_w}\right) + P_2 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{b_2 \cdot A_w}\right) \right], \quad (1)$$

где N_{0j} – среднее число пересечений нагрузками нулевого уровня в единицу времени. В общем случае согласно формуле Райса [12]

$$N_{0j} = \frac{V_j}{2\pi} \sqrt{\frac{\int \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) \cdot \Omega^2 d\Omega}{\int \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}}; \quad (2)$$

P_1, P_2 – вероятность полета в зонах умеренной и интенсивной турбулентности соответственно; b_1, b_2 – коэффициенты, характеризующие умеренную и интенсивную турбулентность; A_w – коэффициент передаточной функции от вертикального порыва к перегрузке, для каждого j -го режима типowego полета. Данный коэффициент зависит от спектральных плотностей мощности (СПМ) воздушных порывов $\Phi_W(\Omega)$ и СПМ рассматриваемого силового фактора – приращения вертикальной перегрузки $\Phi_{\Delta n_y}(\Omega)$:

$$A_w = \sqrt{\frac{\int \Phi_{\Delta n_y}(\Omega) d\Omega}{\int_0^\infty \Phi_W(\Omega) d\Omega}}. \quad (3)$$

СПМ интенсивностей скоростей воздушных порывов σ_W следует задавать по модели Кармана [9, 10]:

$$\Phi_W(\Omega) = \sigma_W^2 \cdot \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1,339 \cdot L \cdot \Omega)^2}{\left[1 + (1,339 \cdot L \cdot \Omega)^2\right]^{\frac{11}{6}}}, \quad (4)$$

где Ω – пространственная частота, L – интегральный масштаб турбулентности.

По теореме А. Я. Хинчина [13], выражение для СПМ приращения перегрузки имеет вид:

$$\Phi_{\Delta n_y}(\Omega) = \Phi_W(\Omega) \cdot T_{\Delta n_y}^2(\Omega), \quad (5)$$

где $T_{\Delta n_y}(\Omega)$ – передаточная функция приращения вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета при действии случайного воздушного порыва в полете. Ранее, основываясь на теории аэроупругости [14], в работе [15] получено следующее выражение:

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

где

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

ρ – плотность воздуха; V – скорость полета; c_y^α – производная коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки α ; $S_{кр}$ – площадь крыла; M – масса самолета; g – ускорение свободного падения; b – полухорда крыла.

Суммарная интегральная повторяемость приращений перегрузки за один полет составит

$$F_\Sigma(\Delta n_y) = \sum_{j=1}^n F_j(\Delta n_y). \quad (8)$$

Согласно рекомендациям ЦАГИ [16] для определения приращения $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}$ максимума цикла ЗВЗ, необходимо принимать

$$F_\Sigma(\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}) = 0,694. \quad (9)$$

Обоснование достоверности предлагаемой методики, сопоставление с экспериментальными данными

В статье [17] приведен анализ эксплуатационной нагруженности самолетов Ил-76Т различных авиакомпаний. В работе [18] сформированы 9 типовых профилей трех категорий полетов парка само-

летов Ил-76Т(ТД) в результате статистической обработки формуляров самолетов и с учетом рекомендаций РЛЭ-76 [19]. Для каждого из этих профилей по формуле (8) вычислена интегральная повторяемость приращения перегрузок за полет. На рис. 1 показаны интегральные повторяемости приращений перегрузок в центре тяжести самолетов Ил-76Т с указанными бортовыми номерами [17] и результаты расчетов по профилям типовых полетов.

Как отмечено в [17], интегральная повторяемость приращений вертикальных перегрузок в центре тяжести самолета по данным лент КЗ-63 в диапазоне эксплуатационных значений 0,25...0,65 единиц характеризуется значительным разбросом для различных самолетов. Рис. 2 показывает, что сформированные профили типовых полетов и предлагаемая методика расчета приращения перегрузок с хорошей точностью описывают всю область эксплуатации самолетов типа Ил-76Т. Нижняя граница функций на рис. 2 соответствует наиболее короткому профилю полетов ТП-1 продолжительностью 0,33 часа, к которым можно отнести полеты типа «взлет - посадка». Верхняя граница экспериментальных данных согласуется с учебно-тренировочным профилем полета длительностью 0,84 часа с выходом на крейсерскую высоту 3 км. Такие полеты вносят максимальное усталостное повреждение конструкции, потому как самолет длительное время находится на малых высотах. Середину диапазона нагрузок в эксплуатации парка самолетов Ил-76Т лучше всего характеризует профиль полета ТП-5 скоростного крейсерования. Согласно статистическим данным [18] самолеты типа Ил-76Т(ТД) имеют наибольшую наработку в этой категории полетов. Вычисленные по другим профилям полетов интегральные повторяемости приращений перегрузок лежат внутри диапазона экспериментальных значений.

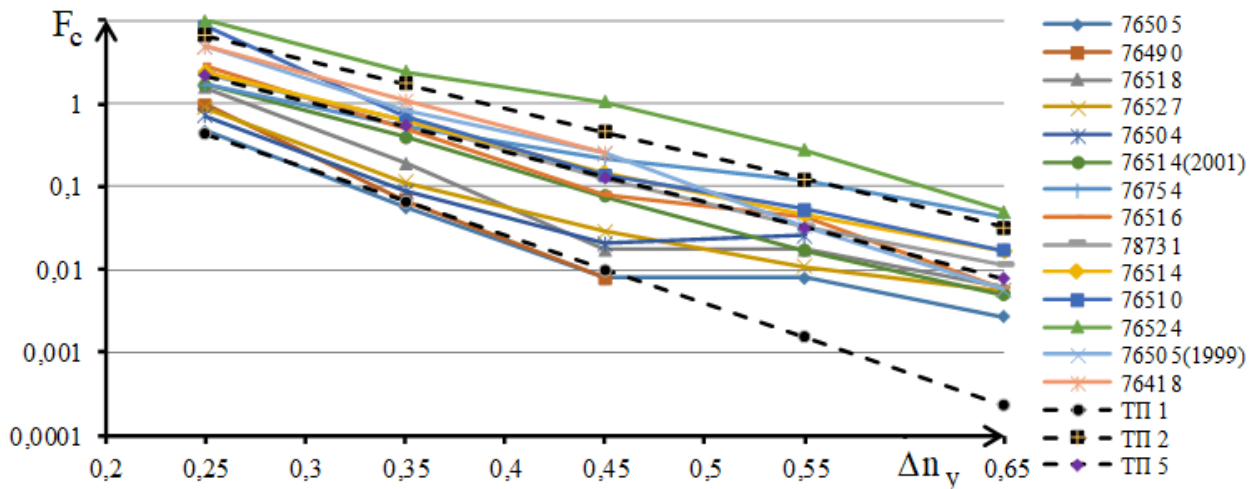


Рис. 1. Сопоставление расчетных и экспериментальных интегральных повторяемостей приращений перегрузок в центре тяжести парка самолетов Ил-76Т

Большинство разработчиков при оценке нагрузок и назначении ресурса конструкции оперируют понятием обобщенного типового полета без конкретного определения его параметров. С точки зрения усталостного повреждения и долговечности авиационных конструкций под обобщенным типовым полетом следует понимать таковой, который за определенное количество повторений вносит усталостное повреждение, равное повреждению при смешанной эксплуатации самолета по различным типовым профилям за такое же суммарное количество полетов.

В связи с этим представляет интерес анализ функций $F_c(\Delta n_y)$ за обобщенный типовой полет. На рис. 2 показаны зависимости $F_c(\Delta n_y)$ как среднее, измеренное по реальному налету по всем бортам и среднее теоретическое по 9 профилям полетов (рис. 1). Кроме того, приведена функция $F_c(\Delta n_y)$, вычисленная суммарно для 25 режимов обобщенного типового полета, параметры которого получены в статье [5] в результате обработки 3376 полетов девяти самолетов Ил-76. Также для сопоставления уровня нагруженности самолетов Ил-76Т и Ил-76ТД между собой, здесь приведена зависимость $F_c(\Delta n_y)$ как среднее теоретическое по 9 профилям типовых полетов, сформированных с учетом статистической обработки формуляров самолетов типа Ил-76ТД и рекомендаций РЛЭ-76 [19].

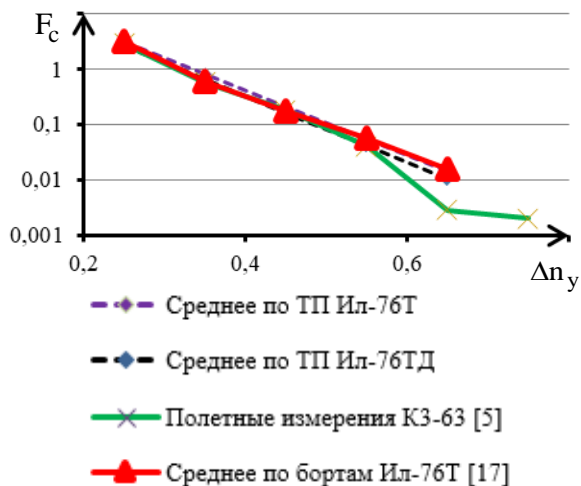


Рис. 2. Интегральная повторяемость приращения вертикальной перегрузки в центре тяжести парка самолетов Ил-76Т(ТД) за обобщенный типовой полет

Все рассмотренные кривые лежат в одной совокупности. Кривая по самолетам Ил-76ТД ниже, чем по Ил-76Т, что является следствием увеличенного на 20т взлетного веса самолетов Ил-76ТД. В диапазоне перегрузок, характеризующих усталост-

ную долговечность конструкции, следует отметить полное согласование расчетных и экспериментальных данных, что подтверждает достоверность предлагаемой методики расчета интегральной повторяемости перегрузок, действующих на самолет в типовом полете.

В области редко встречающихся больших перегрузок результаты измерений [17] лежат выше теоретических значений, а по данным [5] экспериментальная функция повторяемости перегрузки значительно ниже. Это требует дополнительного анализа, однако не является существенным для расчета долговечности.

Для самолетов транспортной категории цикл ЗВЗ может вносить от 30 до 70 процентов суммарного усталостного повреждения конструкции. Теоретические кривые $F_c(\Delta n_y)$ на рис. 3 позволяют на этапе проектирования определить максимальную перегрузку цикла ЗВЗ за обобщенный типовой полет, не имея данных летных измерений. Так, согласно формуле (9):

- для самолетов типа Ил-76Т – $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ} = 0,36$;
- для самолетов типа Ил-76ТД – $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ} = 0,345$.

Заключение

Разработанная методика расчета объясняет разбросы результатов летных измерений перегрузок путем учета различных типовых полетов и характеристик непрерывной атмосферной турбулентности. В дальнейшем, методика является базой для оценки нагрузок при расчете усталостного повреждения и долговечности авиационных конструкций при случайном нагружении в полете, а также для оценки полетных нагрузок при смешанной эксплуатации самолета транспортной категории.

Литература

1. Воробьев, А. З. Сопротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебнев. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.
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. Krüger, W. Flight Loads Analysis and Measurements of External Stores on an Atmospheric Research Aircraft [Text] / W. Krüger, V. Handoyo, T. Klimmek // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference.

– Grapevine, Texas, USA, January 9 – 13, 2017. – 9 p. DOI:10.2514/6.2017-1828.

4. Королёв, В. С. Интегральная повторяемость вертикальных индикаторных порывов атмосферы, описываемая логарифмически нормальным законом вероятности [Текст] / В. С. Королёв // Науч. вест. ГосНИИ ГА. – М., 2015. – № 7 (318). – С. 45 – 53.

5. Алакоз, А. В. Результаты работы автоматизированной системы дифференцированной оценки расходования долговечности конструкции самолетов типа Ил-76 [Текст] / А. В. Алакоз // Науч. вест. МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность, поддержание лётной годности ВС. – 2008. – № 130. – С. 208 – 214.

6. Агамиров, Л. В. Усталостная долговечность и повреждаемость авиационных конструкций [Текст] / Л. В. Агамиров, В. Л. Райхер. – М. : НИУ МЭИ, 2018. – 134 с.

7. Ali, D. Development of fatigue loading spectra from flight test data [Electronic resource] / Dilawar Ali, Amer Shahzad, Tanveer A Khan // Procedia Structural Integrity. – 2016. – Vol. 2. – P. 3296 – 3304. – Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452321616304309>. – 15.05.2019. DOI: 10.1016/j.prostr.2016.06.411.

8. Fatigue life estimation of a military aircraft structure subjected to random loads [Electronic resource] / G. Zucca, F. Cianetti, M. Palmieri, C. Braccisi, F. De Paolis // Procedia Structural Integrity. – 2018. – Vol. 12. – P. 183 – 195. – Access mode: www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452321618245232. – 22.04.2019. DOI: 10.1016/j.prostr.2018.11.096.

9. ОСТ 1 02514–84. Модель турбулентности атмосферы [Текст]. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.

10. Federal Aviation Regulations. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. FAR – 25, App. G. 1990. – P. 211 – 214.

11. 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.

12. Когаев, В. П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени [Текст] / В. П. Когаев. – М. : Машиностроение, 1977. – 232 с.

13. Хинчин, А. Я. Математические основания статистической механики [Текст] / А. Я. Хинчин. – М. : URSS, 2015. – 168 с.

14. Фын, Я. Ц. Введение в теорию аэроупругости [Текст] : пер. с англ. / Я. Ц. Фын. – М. : Физматлит, 1959. – 524 с.

15. 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». – Вып. 2 (58). – Х., 2009. – С. 97 – 105.

16. Чижев, В. М. О функции распределения экстремальных значений внешних нагрузок [Текст] / В. М. Чижев // Труды ЦАГИ. – Вып. 2669. – М., 2005. – С. 88 – 91.

17. Шейн, В. В. Анализ фактических параметров полетов и эксплуатационной нагруженности при установлении ресурсов и сроков службы стареющих самолетов Ил-76Т [Текст] / В. В. Шейн // Вест. СибГАУ. – 2005. – Вып. 3. – С. 182 – 184.

18. Бойко, Т. С. Формирование типовых профилей полетов самолета транспортной категории с учетом истории эксплуатации парка [Текст] / Т. С. Бойко // Авиационно-космическая техника и технология. 2018. – № 6 (150). – С. 67 – 75. DOI: 10.32620/akt.2018.6.09.

19. Ил-76Т (ТД). Руководство по летной эксплуатации. Книга 1 [Текст] : утв. нач. управления летной службы Мин-ва ГА СССР 28.03.84 ; введ. в действие с 1.01.85. – М., 1984. – 801 с.

References

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

2. Fomichev, P. A., Lavro, N. A., Vakulenko, S. V. Sootnoshenie mezhdru integral'nymi povtorjaemostjami amplitud i maksimumov peregruzki pri polete v turbulentnoj atmosfere [The ratio between the integral frequency of the amplitudes and the maxima of the overload when flying in a turbulent atmosphere]. *Nauchnyj vestnik MGTU GA. Ser. Ajeromehanika i prochnost'*. – *Scientific Bulletin of MGTU GA. Ser. Aeromechanics and durability*. Moscow, 2014, no. 199 (1), pp. 101 – 108.

3. Krüger, W., Handojo, V., Klimmek, T. Flight Loads Analysis and Measurements of External Stores on an Atmospheric Research Aircraft. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Grapevine, Texas, USA, January 9 – 13, 2017. 9 p. DOI:10.2514/6.2017-1828.

4. Korolev, V. S. Integral'naya povtoryaemost' vertikal'nykh indikatornykh poryvov atmosfery, opisivaemaya logarifmicheski normal'nym zakonom veroyatnosti [The integrated repeatability of the vertical indicator atmospheric gusts described by a log-normal probability law]. *Nauchnyj vestnik GosNII GA – Scientific Bulletin of GosNII GA*. Moscow, 2015, no. 7 (318), pp. 45 – 53.

5. Alakoz, A. V. Rezul'taty raboty avtomatizirovannoj sistemy differencirovannoj ocenki rashodovaniya dolgovechnosti konstrukcii samoletov tipa Il-76 [The results of the automated system for differential evaluation expenditure durability of the aircraft design type IL-76]. *Nauchnyj vestnik MGTU GA. Ser. Ajeromehanika i prochnost', podderzhanie ljetnoj godnosti VS. – Scientific Bulletin of MGTU GA. Ser. Aeromechanics and durability, maintaining airworthiness of the aircraft*. Moscow, 2008, no. 130, pp. 208 – 214.

6. Agamirov, L. V., Rajher, V. L. *Ustalostnaja dolgovechnost' i povrezhdaemost' aviacionnyh konstrukcij* [Fatigue durability and damage to aircraft structures], Moscow, SRI MEI Publ., 2018. 134 p.

7. Ali, D., Shahzad, A., Khan, T. Development of fatigue loading spectra from flight test data. *Procedia Structural Integrity*, 2016, vol. 2, pp. 3296 – 3304. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452245232161630> (accessed 15.05.2019). DOI: 10.1016/j.prostr.2016.06.411.

8. Zucca, G., Cianetti, F., Palmieri, M., Braccesi, C., De Paolis, F. Fatigue life estimation of a military aircraft structure subjected to random loads. *Procedia Structural Integrity*, 2018, vol. 12, pp. 183-195. Available at: www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452321618245232 (accessed 22.04.2019). DOI: 10.1016/j.prostr.2018.11.096.

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

10. *Federal Aviation Regulations. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. FAR – 25, App. G. 1990, pp. 211 – 214.*

11. Bojko, T. S. Metodika rascheta integral'noj povtorjaemosti vozdušnyh poryvov, dejstvujushih na samolet v polete [Method for the calculation of integrated gust repeatability acting on the aircraft in the type-flight]. *Aerospace Engineering and Technology*, 2016, no. 2 (129), pp. 42 – 48.

12. Kogaev, V. P. *Raschety na prochnost' pri naprjazhenijah, peremennyh vo vremeni* [Strength calculations at stresses varying with time]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 232 p.

13. Hinchin, A. Ja. *Matematicheskie osnovanija statisticheskoj mehaniki* [Mathematical foundations of statistical mechanics]. Moscow, URSS Publ., 2015. 168 p.

14. Fung, Y. C. *An introduction to the theory of aeroelasticity*. New York, J. Willey & Sons Inc.,

L. Chapman & Hall Ltd., 1955. 498 p. (Russ. ed.: Fung, Y. C. *Vvedenie v teoriju ajerouprugosti*. Moscow, Fizmatlit Publ., 1959. 524 p.).

15. Bojko, T. S. Vlijanie shemy atmosfernoj turbulentnosti na koeficient oslablenija poryva [The effect of atmospheric turbulence circuit for gust attenuation coefficient]. *Voprosy proektirovanija i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov : sbornik nauchnyh trudov Nacional'nogo ajerokosmicheskogo universiteta im. N. E. Zhukovskogo «KHAИ» – Aircraft structure design and production questions : proc. of the National Aerospace University “KHAИ”*, 2009, no. 2 (58), pp. 97 – 105.

16. Chizhov, V. M. O funkcii raspredelenija jekstremal'nyh znachenij vneshnih nagruzok [On the distribution function of extreme values of external loads]. *Trudy TsAGI – Proc. of the TsAGI*, Moscow, 2005, no. 2669, pp. 88 – 91.

17. Shein, V. V. Analiz fakticheskikh parametrov poletov i jekspluacionnoj nagruzhennosti pri ustanovlenii resursov i srokov sluzhby starejushih samoletov Il-76T [Analysis of actual flight parameters and operational load in determining the resources and service life of aging Il-76T aircraft]. *Vestnik SibGAU – Bulletin of SibGAU*. Krasnoyarsk, 2005, no. 3, pp. 182 – 184.

18. Bojko, T. S. Formirovanie tipovyh profilej poletov samoleta transportnoj kategorii s uchedom istorii jekspluacii parka [Creation the typical flights for a transport category airplane taking into account the history of park operation]. *Aerospace Engineering and Technology*, 2018, no. 6 (150), pp. 67 – 75. DOI: 10.32620/akt.2018.6.09

19. *Il-76T (TD). Rukovodstvo po letnoj jekspluacii. Kniga 1 [Il-76T (TD). Flight manual. Book 1]. Utv. nach. upravlenija letnoj sluzhby Min-va GA SSSR – 28.03.84, vved. v dejstvie s 1.01.85, Moscow, 1984. 801 p.*

Поступила в редакцию 31.05.2019, рассмотрена на редколлегии 12.06.2019

МЕТОДИКА ТЕОРЕТИЧНОЇ ОЦІНКИ ІНТЕГРАЛЬНОЇ ПОВТОРЮВАНОСТІ ПЕРЕВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА ЛІТАК У ТИПОВОМУ ПОЛЬОТІ

Т. С. Бойко

Однією з найбільш значущих характеристик літака є його ресурс. Елементи конструкції літака схильні до втомного пошкодження в експлуатації. Для теоретичної оцінки накопичуваного втомного пошкодження, довговічності і ресурсу конструкції необхідно знати навантаження, що діють на літак. Основний внесок в утомлюючі пошкодження вносять навантаження від поривів повітря, які мають випадковий характер. Величина цього пошкодження залежить від умов польоту, а саме від швидкості, висоти польоту і ваги літака. З хорошою точністю процес навантаження конструкції в польоті можна описати за допомогою інтегральної повторюваності перевантажень в центрі ваги літака. Цю функцію отримують експериментально в льотних випробуваннях. Однак в статті пропонується методика розрахунку функції інтегральної повторюваності збільшення перевантажень на етапі проектування. Такий підхід дозволяє врахувати передбачувані умови експлуатації створюваного літака і дати оцінку його навантаженості. Використовуючи профілі типових польотів і відносний наліт по ним, отримані умови навантаження за узагальнений типовий політ. Достовірність запропонованої методики підтверджена шляхом зіставлення теоретичних і експериментальних даних про інтегральні повторюваності перевантажень за політ для різних літаків типу Іл-76Т. Профілі типових польотів парку літаків Іл-76Т (ТД) складені автором раніше шляхом статистичної обробки даних формулярів цих

літаків. В результаті отримано хороше узгодження обчислених і вимірних кривих інтегральних повторюваність перевантажень. Облік різних типових профілів дозволив пояснити розкид експериментальних даних. Показана можливість теоретичної оцінки максимальної перевантаження циклу земля-повітря-земля. Цей параметр може вносити більше половини втомного пошкодження конструкції за політ і вимагає точного визначення. В цілому, розроблена методика розрахунку інтегральної повторюваності перевантажень в центрі ваги надалі служить для розрахунку проектного, накопиченого і залишкового ресурсу конструкції літака транспортної категорії з урахуванням передбачуваної історії експлуатації.

Ключові слова: профіль типового польоту; перевантаження; інтегральна повторюваність; передавальна функція; випадкове навантаження.

METHOD OF THEORETICAL ASSESSMENT OF OVERLOADS INTEGRATED REPEATABILITY ACTING ON A PLANE IN A TYPICAL FLIGHT

T. S. Boiko

One of the most significant characteristics of the aircraft is its resource. Airplane elements are subject to fatigue damage in operation. For a theoretical assessment of the accumulated fatigue damage, durability and design life, it is necessary to know the loads acting on the aircraft. The main contribution to fatigue damage is made by loads from gusts which are of a random nature. The magnitude of this damage depends on the flight conditions, namely on the flight speed, altitude, and aircraft weight. With good accuracy, the loading process of the structure in flight can be described using the overloads integral repeatability at the center of gravity of the aircraft. This function is obtained experimentally in flight tests. However, the article proposes a method for calculating the function of the overloads increments integral repeatability at the design stage. This approach allows us to take into account the expected operating conditions of the aircraft being created and to assess its loading. Using the standard flight profiles and the relative flight time over them, the loading conditions for the generalized typical flight were obtained. The reliability of the proposed method was confirmed by comparing the theoretical and experimental data on the overloads integral repeatabilities per flight for various aircraft of IL-76T type. The typical flights' profiles of the IL-76T (TD) aircraft fleet were compiled by the author earlier by statistical processing of the forms data of these airplanes. As a result, good agreement was obtained between the calculated and measured curves of the overloads integral repeatabilities. Accounting for various typical profiles allowed to explain the variation of experimental data. The possibility of a theoretical estimate of the maximum overload of the ground-air-ground cycle is shown. This parameter can contribute more than half of the fatigue damage to the structure per flight and requires precise determination. In general, the developed method for calculating the overloads integral repeatability at the center of gravity later serves to calculate the design, accumulated and residual life of the transport category aircraft, taking into account the intended operating history.

Keywords: type flight profile; overload; integral repeatability; transfer function; random loading.

Бойко Татьяна Сергеевна – канд. техн. наук, доцент кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Boiko Tetiana Serhiyivna – Candidate of Technical Science, Assistant Professor of Dept. of Aircraft Strength, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: t.boiko@khai.edu. ORCID Author ID: 0000-0002-3383-0129