

УДК 629.7.02.015.4

ОБОСНОВАНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА ПРИ МНОГОЦЕЛЕВОМ ПРИМЕНЕНИИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РЕСУРСНЫХ И ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

© 2013 П. А. Фомичёв¹, В. И. Клепцов²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»²ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева»

Предложен подход к определению долговечности конструкции крыла транспортного самолёта при многоцелевом применении. Получены соотношения для расчёта долговечности по результатам ресурсных испытаний в зависимости от профилей типовых полётов и относительного налёта на этих профилях в эксплуатации. Получены зависимости для расчёта этих повреждений в рамках известной модели дискретной атмосферной турбулентности. Показана возможность уточнения расчёта усталостного повреждения по экспериментальной интегральной повторяемости приращения перегрузок на воздушном этапе.

Долговечность конструкции, усталостное повреждение, профиль полёта, интегральная повторяемость, перегрузка, испытания.

Введение

Характерной особенностью создаваемых и стареющих самолётов является требование увеличения длительности эксплуатации.

В мировой практике существует несколько основных подходов к проектированию авиационных конструкций. Изначально самолёты создавали по методу обеспечения безопасного ресурса (safe-life). Этот метод гарантирует конкретный период эксплуатации для всего парка самолётов данного типа при принятых одинаковых условиях без серьёзной вероятности катастрофического или опасного усталостного разрушения. Многолетний опыт создания самолётов показал, что при необходимости увеличения ресурса целесообразно применение метода эксплуатационной живучести, который включает в себя принципы допустимости повреждения (damage tolerance) и безопасного разрушения (fail-safe). Данный метод основан на предположении, что после повреждения либо разрушения одного или нескольких элементов оставшаяся неповрежденной часть конструкции должна выдерживать эксплуатационные нагрузки. В связи

с этим метод эксплуатационной живучести дополняют требованием периодических осмотров в течение всего срока эксплуатации каждого самолёта.

Ресурс самолёта ограничен «сверху» долговечностью регулярных зон конструкции планера, которыми в основном являются продольные стыки нижних панелей крыла и продольные стыки обшивок фюзеляжа.

В работах [1-5] рассмотрены проблемы проектирования и установления ресурса эксплуатируемых самолётов.

Заключение о ресурсе конструкции получают по результатам лабораторных ресурсных испытаний (РИ). Программу РИ разрабатывают на основе предполагаемых профилей типовых полётов с учётом накопленной ранее статистики для самолётов аналогичной категории. Нагрузки на воздушных участках типовых полётов находят в соответствии с отраслевым стандартом турбулентности атмосферы [6]. В процессе эксплуатации профили типовых полётов уточняют, возможна эксплуатация самолёта как транспортного средства по не предполагавшимся ранее профилям. Для самолёта Бе-200ЧС наиболее повреждающими являются участки

полётов на пожаротушение, для которых характерным является полёт на высотах до 400 м в зоне повышенной турбулентности. Однако отраслевой стандарт не устанавливает характеристики турбулентности на высотах до 300 м [6].

Цель данной статьи состоит в получении расчётных зависимостей для нахождения долговечности регулярных зон конструкции по результатам ресурсных испытаний и данным лётных измерений перегрузок в центре тяжести при многоцелевом применении самолёта. Рассмотренный подход соответствует методу обеспечения безопасного ресурса.

Соотношения для расчёта долговечности при многоцелевом применении

Пусть в процессе ресурсных испытаний долговечность до возникновения трещин в регулярных зонах составила $\lambda_{исп}$ блоков нагружения (типовых полётов). Усталостное повреждение за один блок программы РИ обозначим $D_{исп}$, тогда общее усталостное повреждение в испытаниях составит

$$D_{ри} = D_{исп} \cdot \lambda_{исп}. \quad (1)$$

В зависимости от решаемой задачи в качестве $\lambda_{исп}$ может быть принято и подтверждённое в испытаниях число блоков нагрузок, при котором усталостные трещины в регулярных зонах не возникли.

Рассмотрим случай, когда самолёт эксплуатируется по k профилям типовых полётов. Обозначим усталостное повреждение на i -м профиле D_i , относительный налёт α_i и суммарное число обобщенных типовых полётов при многоцелевом применении λ .

Усталостное повреждение за λ полётов в эксплуатации равно

$$D_{эксп} = \sum_i^k D_i \cdot \lambda_i,$$

где λ_i - число типовых полётов на i -м профиле;

$$\lambda_i = \lambda \cdot \alpha_i,$$

$$D_{эксп} = \lambda \cdot \sum_i^k D_i \cdot \alpha_i, \quad (2)$$

$$\sum_i^k \alpha_i = 1.$$

Условие отсутствия разрушения в эксплуатации запишем в виде

$$D_{эксп} \leq D_{ри}.$$

Это соотношение с учётом (1) и (2) примет вид

$$\lambda \cdot \sum_i^k \frac{D_i}{D_{исп}} \cdot \alpha_i \leq \lambda_{исп}. \quad (3)$$

Выражение (3) позволяет определить допустимое число обобщенных типовых полётов и налёт на каждом профиле полёта при заданных значениях α_i .

В процессе эксплуатации удобно фиксировать время налёта для каждого типового полёта. Долговечности в лётных часах, соответствующие программе РИ и i -му профилю, составляют

$$T_{исп} = \lambda_{исп} \cdot \tau_{исп}, \quad T_i = \lambda_i \cdot \tau_i,$$

где $\tau_{исп}$, τ_i - время типового полёта, принятого в испытаниях, и время для i -го профиля. Тогда

$$\lambda_{исп} = \frac{T_{исп}}{\tau_{исп}}, \quad \lambda_i = \frac{T_i}{\tau_i}.$$

После подстановки этих соотношений в (3) имеем

$$\sum_i^k \frac{D_i}{D_{исп}} \cdot \frac{\tau_{исп}}{\tau_i} \cdot T_i \leq T_{исп}. \quad (4)$$

Для того чтобы воспользоваться (3) или (4), необходимо знать усталостное повреждение, накапливаемое за один блок программы ресурсных испытаний и за ти-

повой полёт каждого из рассматриваемых профилей.

Усталостное повреждение элемента конструкции за i -й типовой полёт есть сумма усталостного повреждения от случайных нагрузок, обусловленных турбулентностью атмосферы, и повреждения от закономерно повторяющегося в каждом полёте цикла «земля-воздух-земля» (ЗВЗ). Рассмотрим последовательно определение указанных повреждений. Для сокращения записи опустим индекс i .

Расчёт усталостного повреждения выполним с использованием гипотезы линейного суммирования, зависимости для нахождения эквивалентных напряжений отнулевого цикла нагрузок, степенного уравнения кривой усталости элемента конструкции.

Повреждение от случайных нагрузок

Отраслевой стандарт «Модель турбулентности атмосферы» ОСТ 1 02514–84 устанавливает характеристики турбулентности, влияющие на прочность и выносливость конструкции для всех стадий проектирования, испытаний и эксплуатации [6]. В стандарте регламентирована интегральная повторяемость дискретных вертикальных воздушных порывов, превышающих вертикальную скорость заданной величины на 1 км пролетаемого самолётом пути, в зависимости от высоты полёта

$$F(w) = F_0 \cdot e^{-\frac{w}{C_w}},$$

где F_0 , C_w – параметры интегральной повторяемости порывов, зависящие от высоты полёта; F_0 – общее число порывов на 1 км пути; $F(w)$ – число порывов на 1 км пути с эффективной вертикальной скоростью, превышающей w .

Приращение вертикальной перегрузки Δn_y в центре масс самолёта зависит от вертикальной скорости порыва:

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha \rho_0 V_j w S_{кр}}{2G_j} \cdot K_j,$$

где V_j – индикаторная скорость полёта на высоте H_j , ρ_0 – плотность воздуха на уровне моря, G_j – вес самолёта на j -м режиме полёта, K_j – коэффициент ослабления порыва [6].

Каждый этап типового полёта, включающего набор высоты, крейсерский полёт, снижение и посадку, разобьём по времени на несколько режимов с постоянными для каждого режима скоростью, высотой, весами самолёта и топлива в крыле. Общее число режимов за весь типовой полёт обозначим через r . Определим высоту H_j , скорость V_j , веса самолёта G_j и топлива G_{tj} , пролетаемый путь L_j для каждого j -го режима полёта.

С учётом пути L_j , пролетаемого на j -м режиме, число порывов, превышающих скорость w , составит

$$F_j(w) = L_j F_{0j} e^{-\frac{w}{C_{wj}}}.$$

Введём обозначение

$$C_{nj} = \frac{C_y^\alpha \rho_0 V_j C_{wj} S_{кр}}{2G_j} \cdot K_j. \quad (5)$$

Тогда

$$F_j(\Delta n_y) = L_j F_{0j} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}}.$$

Вероятность превышения перегрузки Δn_y на j -м режиме

$$P_j(\Delta n_y) = \frac{F_j(\Delta n_y)}{L_j F_{0j}} = e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}}.$$

Плотность вероятности распределения приращений перегрузки

$$\varphi_j(\Delta n_y) = \left| \frac{dP_j(\Delta n_y)}{d\Delta n_y} \right| = \frac{1}{C_{nj}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}}.$$

Вероятность попадания в интервал $d\Delta n_y$ составит

$$\varphi_j(\Delta n_y) d\Delta n_y.$$

Поскольку общее число перегрузок на режиме равно $L_j \cdot F_{oj}$, то приращение числа циклов нагрузок

$$dn = L_j F_{oj} \varphi_j(\Delta n_y) d\Delta n_y$$

или

$$dn = \frac{L_j F_{oj}}{C_{nj}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y.$$

Накопленное на j -м режиме усталостное повреждение в соответствии с линейной гипотезой суммирования усталостных повреждений равно

$$D_j = \int \frac{dn}{N} = \frac{L_j F_{oj}}{C_{nj}} \int \frac{1}{N} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y.$$

В соответствии с формулой Одингга эквивалентное напряжение отнулевого цикла нагрузок на j -м режиме полёта

$$\sigma_{\text{экр}} = \bar{\sigma}_j \cdot \sqrt{2\Delta n_y (1 + \Delta n_y)},$$

где $\bar{\sigma}_j$ – напряжение при единичной перегрузке на j -м режиме полёта,

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_j &= \frac{S^3}{M^3} \cdot \bar{M}_j, \\ \bar{M}_j &= a(z) \cdot \frac{G_{cj}}{G_{co}} - b(z) \cdot \frac{G_{mj}}{G_{mo}} - c(z). \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь M^3 , S^3 – эксплуатационные изгибающий момент в сечении крыла и напряжение в элементе конструкции при

этом моменте, определённое по результатам расчёта общего напряжённого состояния крыла методом конечных элементов; \bar{M}_j – изгибающий момент в сечении крыла при единичной перегрузке на j -м режиме полёта; G_{cj} , G_{tj} – веса самолёта и топлива в крыле на j -м режиме полёта; G_{co} , G_{to} – веса самолёта и топлива в крыле, при которых выполнен расчёт изгибающих моментов; $a(z)$, $b(z)$, $c(z)$ – параметры зависимости изгибающего момента от весов самолёта, топлива в консоли и веса крыла при единичной перегрузке для сечения крыла с координатой z .

Степенное уравнение кривой усталости примем в виде

$$N \cdot \sigma^m = C,$$

где N – число циклов до разрушения при регулярном нагружении; σ – максимальное напряжение отнулевого цикла нагрузок; C , m – параметры уравнения.

С учётом степенного уравнения кривой усталости получим

$$N_j = \frac{C}{\bar{\sigma}_j^m} (2\Delta n_y (1 + \Delta n_y))^{\frac{m}{2}}.$$

Зависимость для расчёта накопленного повреждения на j -м режиме полёта для дискретной схемы атмосферной турбулентности примет вид

$$D_j = \frac{L_j F_{oj}}{C \cdot C_{nj}} \cdot \bar{\sigma}_j^m \cdot \int (2\Delta n_y (1 + \Delta n_y))^{\frac{m}{2}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y. \quad (7)$$

Усталостное повреждение от случайных нагрузок на всех режимах i -го типового полёта

$$D_{\text{сл}} = \sum_{j=1}^r D_j. \quad (8)$$

Расчёт повреждения от цикла ЗВЗ

В соответствии с рекомендациями ЦАГИ для определения максимального приращения перегрузки цикла ЗВЗ необходимо принимать

$$F_c(\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}) = 0,694.$$

Это следует из допущения об экспоненциальном распределении пиковых значений приращения перегрузки за типовой полёт:

$$P(\Delta n_{y \max}) = e^{-F_c(\Delta n_y)}.$$

В качестве вероятности превышения пиковых значений предложено принимать $P(\Delta n_{y \max}) = 0,5$. Условие для нахождения приращения перегрузки цикла ЗВЗ имеет вид

$$\sum_{j=1}^r L_j F_{oj} \exp\left(-\frac{\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}}{C_{nj}}\right) = 0,694. \quad (9)$$

Это уравнение легко решить численно относительно $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}$.

Максимальная перегрузка цикла ЗВЗ

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

Максимальное напряжение в рассматриваемом элементе конструкции

$$\sigma_{\max}^{ЗВЗ} = \overline{\sigma_{cp}} \cdot n_{y \max}^{ЗВЗ},$$

где $\overline{\sigma_{cp}}$ - среднее значение напряжения при единичной перегрузке на режимах полёта.

В качестве минимального напряжения цикла ЗВЗ принимают значение, соответствующее наземным режимам эксплуатации или пропорциональное $\overline{\sigma_{cp}}$:

$$\sigma_{\min}^{ЗВЗ} = -t \cdot \overline{\sigma_{cp}}.$$

Эквивалентное напряжение цикла ЗВЗ найдём по формуле Одингга

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

или

$$\sigma_{\text{экв}}^{ЗВЗ} = \overline{\sigma_{cp}} \cdot \sqrt{n_{y \max}^{ЗВЗ} (n_{y \max}^{ЗВЗ} + t)}.$$

Число циклов до разрушения при регулярном нагружении с этим напряжением равно

$$N_{ЗВЗ} = \frac{C}{(\sigma_{\text{экв}}^{ЗВЗ})^m}.$$

Усталостное повреждение от цикла ЗВЗ за один типовой полёт

$$D_{ЗВЗ} = 1 / N_{ЗВЗ}.$$

Суммарное усталостное повреждение за i -й типовой полёт составит

$$D_i = D_{ЗВЗ} + D_{сл}. \quad (10)$$

Расчёт повреждения за блок нагрузок в испытаниях

При блочном нагружении конструкции в ресурсных испытаниях известна последовательность экстремумов силовых факторов, в частности изгибающих моментов, в каждом сечении крыла. В результате схематизации этой последовательности методом полных циклов может быть получено сочетание максимальных $M_{\max i}$ и минимальных $M_{\min i}$ изгибающих моментов и число циклов их повторения n_i в одном блоке программы РИ. Эквивалентный отнулевой момент равен

$$M_{0i} = \sqrt{M_{\max i} (M_{\max i} - M_{\min i})}.$$

Изгибающий момент, вносящий за один цикл такое же усталостное повреждение, как и блок нагрузок, равен

$$M_{\text{экв}} = \left(\sum n_i \cdot M_{0i}^m \right)^{\frac{1}{m}}.$$

Напряжение в элементе конструкции, соответствующее этому моменту, равно

$$\sigma_{\text{экв}} = \frac{\sigma^3}{M^3} \cdot M_{\text{экв}}.$$

Усталостное повреждение за блок программы ресурсных испытаний составит

$$D_{\text{исп}} = \frac{1}{C} \cdot \sigma_{\text{экв}}^m. \quad (11)$$

Соотношения (10), (11) позволяют решить задачу об обосновании долговечности регулярных зон крыла самолёта согласно (3) или (4) при многоцелевом применении по результатам ресурсных испытаний. Пределы применимости обусловлены принятой гипотезой о линейном суммировании усталостных повреждений, что исключает необходимость в использовании дополнительных (зачастую противоречивых) эмпирических коэффициентов. Преимущество состоит в исключении параметра C , который зависит и от технологии изготовления натурной конструкции. В случае, когда условия эксплуатации самолёта, например Бе-200ЧС при полётах на пожаротушение, не соответствуют ограничениям, указанным в [6], целесообразно применение следующего подхода.

Усталостное повреждение (7) на j -м режиме типового полёта зависит от параметров F_0 и C_n интегральной повторяемости приращения перегрузок. Эти параметры могут быть найдены по результатам обработки лётных измерений приращений

перегрузок. При этом важно синхронизировать значения приращений перегрузок с весами самолёта и топлива в крыле. Напряжения при единичной перегрузке должны быть найдены согласно (6) для рассматриваемого режима типового полёта.

На рис. 1 представлены результаты расчёта приращений перегрузок в центре масс самолёта Бе-200ЧС при выполнении транспортных полётов. Для сопоставления представлены интегральные повторяемости приращений перегрузок за один полёт самолётов RRJ-95LR и Ту-134. Данные по этим самолётам приведены в статье [7]. В ней отмечено, что повторяемость Ту-134 соответствует лётным измерениям, а RRJ-95LR – расчётам по ОСТ 1 02514-84 [6].

На этом же рисунке пунктирной линией представлена интегральная повторяемость приращений перегрузок самолёта Бе-200ЧС при полётах на пожаротушение по типовому профилю, рассчитанная согласно ОСТ [6]. Сплошная линия соответствует данным лётных измерений эквивалентных моментов в четырёх сечениях крыла, по которым восстановлена интегральная повторяемость приращений перегрузок в центре масс самолёта при таких полётах.

Данные, показанные на рис. 1, позволяют отметить, что интегральная повторяемость приращений n_y при полётах на пожаротушение превышает соответствующую повторяемость согласно [6].

Величина усталостного повреждения (7) регулярной зоны конструкции за один типовой полёт с учётом F_0 и C_n , найденных по результатам измерений перегрузок при полётах на пожаротушение, оказывается выше в 2,75 раза.

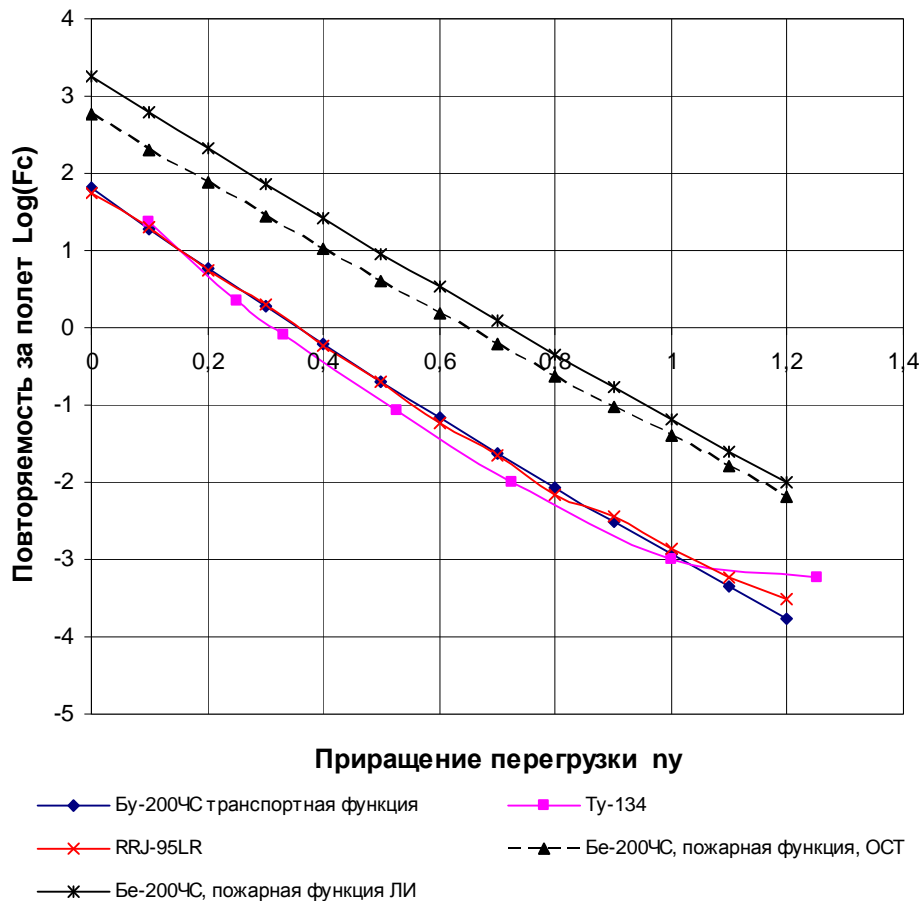


Рис.1. Интегральная повторяемость приращения перегрузки в центре масс самолётов на воздушном режиме за один полёт

Библиографический список

1. Зависимость ресурсных характеристик среднемагистральных пассажирских самолётов от веса конструкции планера [Текст] / В.С. Дубинский, М.Д. Зайцев, Е.И. Крючков [и др.] // Тр. ЦАГИ. – Вып. 2658. – М., 2002. – С. 207 – 214.

2. Машиностроение. Энциклопедия. Т. 4-21. Самолёты и вертолёты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полёта и прочность [Текст] / ред. В.Г. Дмитриев. – М.: Машиностроение, 2002. – 799 с.

3. Нестеренко, Г.И. Ресурс и живучесть самолётных конструкций [Текст] / Г.И. Нестеренко // Проблемы машиностроения и надёжности машин. – 2005. – №1. – С. 106 – 118.

4. Левин, А.С. Уточнение безопасного ресурса критических элементов конструкции крыла «стареющего» пассажирского самолёта [Текст] / А.С. Левин, В.Е.

Стрижиус // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации. Сер. Аэромеханика, прочность, поддержание лётной годности ВС.– 2004. – Вып. 84 (2). – С. 35 – 43.

5. Стрижиус, В.Е. К расчету эквивалентов программ усталостных испытаний крыльев транспортных самолётов [Текст] / В.Е. Стрижиус // Ученые записки ЦАГИ. – 2000. – № 3-4. – С. 178 – 191.

6. ОСТ 1 02514-84 Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.

7. Стрижиус, В.Е. Типизированная программа нагружения элементов конструкции крыла регионального транспортного самолёта [Текст] / В.Е. Стрижиус // Науч. вестн. МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность, поддержание лётной годности ВС.– 2006. – № 103. – С. 145-154.

ASSURING THE DURABILITY OF TRANSPORT AIRCRAFT STRUCTURE IN MULTIPURPOSE USE BASED ON THE RESULTS OF ENDURANCE AND FLIGHT TESTS

© 2013 P. A. Fomichev¹, V. I. Kleptsov²

¹National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky «KhAI»

²Beriev Aircraft Company plc, Taganrog

An approach is proposed to determine the durability of transport aircraft wing structure in multi-purpose use. Relationships are obtained for durability calculations based on fatigue test results depending on typical flight profiles and their relative flying time in service. Dependences are obtained for the calculation of damages within the framework of the known discrete model of atmospheric turbulence. The possibility of refining the fatigue damage calculation using the experimental cumulative probability of flight overload increment is shown. Applying to Be-200ChS aircraft, the fatigue damage in firefighting flights obtained from flight test data was found to be 2.75 times greater than the value calculated by the known method.

Durability of structure, fatigue damage, flight profile, cumulative probability, overload, tests.

Информация об авторах

Фомичёв Петр Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». E-mail: nil_prochnost@khai.edu. Область научных интересов: методы расчёта долговечности элементов конструкций при нерегулярном нагружении.

Клепцов Виктор Иванович, заместитель начальника отдела прочности, ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева». E-mail: kleptsov@beriev.com. Область научных интересов: наземные и лётные прочностные испытания, ресурс воздушных судов.

Fomichev Pyotr Aleksandrovich, doctor of technical science, professor, head of the department of aircraft strength, National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky «KhAI». E-mail: nil_prochnost@khai.edu. Area of research: methods of calculating durability under irregular loading.

Kleptsov Victor Ivanovich, deputy chief of the strength department, Beriev Aircraft Company. E-mail: kleptsov@beriev.com. Area of research: ground and flight strength tests, durability of aircraft.