

УДК 629.7.017.1

Бондаренко Д.О., Рудаков К.М., д.т.н., проф.
НТУУ «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

ОЦІНКА ВТОМНОЇ МІЦНОСТІ В ЗОНІ СТИКУ ПЕТЕЛЬ КРІПЛЕННЯ ЗАДНЬОГО БАГАЖНОГО ЛЮКА ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Bondarenko D., Rudakov K.
National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine (mmi@kpi.ua)

ESTIMATION OF FATIGUE DURABILITY IN A ZONE OF A JOINT OF LOOPS OF FASTENING OF THE BACK LUGGAGE HATCH OF THE PASSENGER PLANE

Сучасні авіаційні правила й інші нормативні документи, що регламентують порядок забезпечення безпеки й економічної ефективності літака за умовами втомної міцності конструкції, висувають підвищені вимоги до об'єму і якості розрахунків на втому основних елементів конструкції планера літака. У цій статті визначається ресурс частини силової конструкції літака - відсіку фюзеляжу. Для оцінки втомної міцності в зоні стику петлі навішування заднього багажного люка використалася локально-глобальна скінченно-елементна модель. Також була описана методика визначення втомних характеристик елементів конструкції літака. У статті представлено 2 рисунки САД-моделі розглянутої зони й 5 рисунків СЕ-моделей.

Ключові слова: втома, літальний апарат, коефіцієнт надійності, фюзеляж, фітінг, довговічність, еквівалентні напруження, головні напруження.

Вступ.

Втома авіаційної конструкції – це тривалість функціонування конструкції літального апарату, яка виражена в льотних годинах або кількістю польотів до настання граничного стану, при якому подальша експлуатація літального апарату припиняється за вимогами безпеки у зв'язку з можливим зниженням міцності. Забезпечення великого ресурсу є комплексним завданням, складність якого обумовлена специфікою літального апарату як технічного виробу. Проблема втоми набула особливої актуальності в кінці 1950–х р. у зв'язку з бурхливим розвитком цивільної авіації і низкою катастроф реактивних пасажирських літаків (наприклад, англійського літака «Комета-1»), що настали через недостатні розрахунки втоми герметичних фюзеляжів. У США, Великобританії та інших країнах з розвинутою авіаційною промисловістю були проведені дослідження ресурсних характеристик конструкцій літальних апаратів. Методи, що забезпечують втомну міцність на етапі проектування і при експлуатації, є аналогічними; зводяться в основному до наступного: визначення сукупності навантажень, що діють на конструкцію; визначення характеристик опору втоми на стадіях зародження та поширення тріщин при навантаженні спрощеного виду, що дозволяє провести необхідний експеримент; встановлення зв'язку між реальною та спрощеною сукупностями навантажень; призначення коефіцієнтів надійності. На даний час при проектуванні нового регіонального літака рекомендовано застосовувати методики Стріжиуса-Семернина [1], з урахуванням директив [2] та авіаційних правил [3].

Мета дослідження.

Метою даної роботи є визначення ресурсу стику петель навішування, окантовки і обшивки заднього багажного люка пасажирського регіонального літака (рис. 1), із застосуванням методик, директив та правил [1, 2, 3].

Моделі зон огляду і стиків петель навішування.

На рис. 1 показано зона огляду на САД-моделі зони навішування і стики петель навішування заднього багажного люка регіонального літака.

Матеріали з'єднувальних деталей:

- | | |
|---|-------------------------------|
| – Окантовка вантажного люка – Лист 1163; | – діафрагма – Плита В95оч.Т2; |
| – Обшивка нижня – Лист 1163 АНХ; | – фітінг_1 – Плита В95оч.Т2; |
| – Балка по стрингеру № 18 – Плита В95оч.Т2; | – фітінг_2 – Плита В95оч.Т2; |
| Петлі навішування багажного люка: | |
| 1 – Плита В95оч.Т2; | 4 – Плита В95оч.Т2; |
| 2 – Плита В95оч.Т2; | 5 – Плита В95оч.Т2. |
| 3 – Плита В95оч.Т2; | |

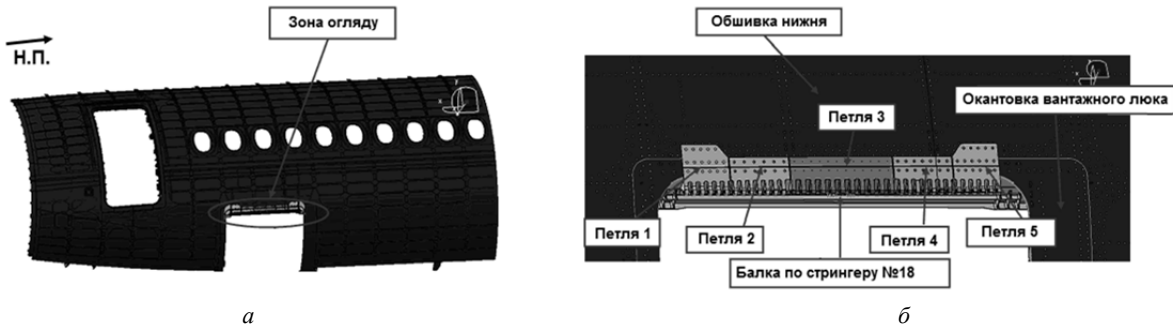


Рис. 1. Зона огляду на CAD-моделі зони навішування петель заднього багажного люка літака:
а - розташування на фюзеляжі; б - збільшене зображення

На рис. 2 показана CAD-модель стику 1 по петлі 1 (вид з середини). Конструкція всіх стиків типова і включає в себе з'єднання петель навішування люка з окантовкою вантажного люка, нижньою обшивкою і балкою по стрингеру №18. Конструкція деяких зон огляду містила в собі фітинги (фітинг 1 і фітинг 2) та діафрагму.

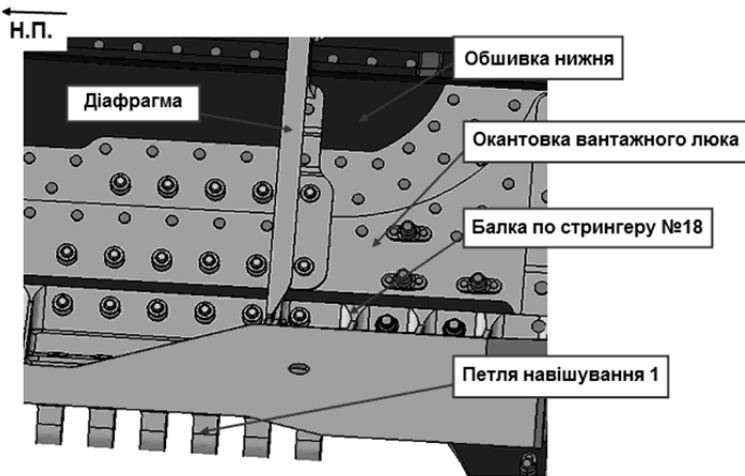


Рис. 2. CAD-модель стику 1 по петлі 1 (вид з середини)

Методика визначення втомних характеристик.

З метою досягнення певного прогресу у втомі авіаційних конструкцій А.Є. Стріжиусом та А.В. Семерніним була розроблена [1] методика, що синтезує найбільш вдалі положення сучасних методів розрахунків на втому елементів авіаційних конструкцій. Ця методика об'єднує групу розрахункових методів по номінальних напруженнях в елементах, що розглядаються; заснована на широкому використанні СЕ моделей і дозволяє значно спростити і підвищити точність розрахунків на втому.

Покрокова процедура оцінки допустимих напружень та втомної довговічності.

Для визначення втомних характеристик, а також ресурсу авіаційних конструкцій була запропонована покрокова процедура оцінки допустимих напружень та втомної довговічності.

Крок 1. Встановлення проектного ресурсу планера літака.

На кроці 1 повинен бути встановлений (зафіксований) проектний ресурс T (у польотах) планеру літака [2].

Крок 2. Визначення значення нормованого коефіцієнта надійності.

Значення коефіцієнтів надійності η , рекомендовані для використання при виконанні оцінок [3].

Крок 3. Оцінка параметрів циклу «ЗПЗ».

$$\sigma_{екв}^{ЗПЗ} = \sqrt{(\sigma_{max}^{ЗПЗ} - \sigma_{min}^{ЗПЗ}) \sigma_{max}^{ЗПЗ}} = \sigma_{max}^{ЗПЗ} \cdot \sqrt{1 - R}, \quad (1)$$

де $R = \sigma_{min}^{ЗПЗ} / \sigma_{max}^{ЗПЗ}$ – коефіцієнт асиметрії циклу.

Крок 4. Оцінка рівня еквівалентних напружень типового польоту.

$$\sigma_{oj} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_{aj} \cdot \sigma_{maxj}} & \text{при } \sigma_{mj} \geq 0; \\ \sqrt{2 \cdot (\sigma_{aj} + 0.2\sigma_{mj})} & \text{при } \sigma_{mj} < 0 \text{ та } \sigma_{maxj} > 0; \\ 0 & \text{при } \sigma_{maxj} \leq 0. \end{cases} \quad (2)$$

Оцінка рівня еквівалентних напружень типового польоту з використанням гіпотези лінійного додавання втомних пошкоджень (гіпотези Пальмгрена–Майнера):

$$\sigma_{екв} = \sqrt[m]{\sum (n_j \times \sigma_{oj}^m)}, \quad (3)$$

де:

$m = 4.0$ – показник ступеня, що приймається для всіх конструктивних елементів з алюмінієвих і титанових сплавів;

$m = 3.5$ – показник ступеня, що приймається для всіх сталевих конструктивних елементів;

n_j – кількість віднульових циклів навантаження з максимальним значенням σ_{0j} ;

σ_{aj} – амплітуда напружень циклу: найбільше числове додатне значення змінної складової циклу напружень, яка дорівнює алгебраїчній половині різниці максимального і мінімального напруження;

σ_m – середнє напруження циклу: стала (додатна або від'ємна) складова циклу напружень, яка дорівнює алгебраїчній напівсумі максимального і мінімального напруження.

Крок 5. Оцінка відносної пошкоджуваності циклу «ЗПЗ».

Відносна пошкоджуваність циклу «ЗПЗ» визначається як відношення втомної пошкоджуваності елемента, що розглядається, від циклу «ЗПЗ» і втомної пошкоджуваності елемента в типовому польоті:

$$\bar{D}_{ЗПЗ} = D_{ЗПЗ} / D = (\sigma_{екв}^{ЗПЗ} / \sigma_{екв})^m. \quad (4)$$

На етапі ескізного проектування літака можливо та раціонально оцінювати $\bar{D}_{ЗПЗ}$ з використанням статистичних даних.

Крок 6. Оцінка кількості еквівалентних циклів «ЗПЗ».

Кількість еквівалентних циклів «ЗПЗ» – це потрібна для забезпечення проектного ресурсу втомна довговічність елемента в циклах «ЗПЗ», виражається співвідношенням:

$$N_{екв}^{ЗПЗ} = \frac{T \cdot \eta}{\bar{D}_{ЗПЗ}}. \quad (5)$$

Крок 7. Оцінка потрібного значення рейтингу втоми елемента.

Потрібне значення рейтингу втоми, при якому забезпечується потрібна втомна довговічність елемента в циклах «ЗПЗ», визначається з використанням наступного співвідношення (отриманого на основі рівняння (1)):

$$\sigma_{R номп} = \sigma_{екв}^{ЗПЗ} \cdot \sqrt[m]{N_{екв}^{ЗПЗ} / 10^5}. \quad (6)$$

Крок 8. Оцінка значення рейтингу втоми елемента.

Наявні значення рейтингів втоми конструктивних елементів оцінюються відповідно до рекомендацій розділу 7 методики [1].

Крок 9. Оцінка рівня допустимих максимальних напружень циклу «ЗПЗ».

$$\sigma_{\max}^{\text{дон}}_{ЗПЗ} = \frac{\sigma_R \cdot \sqrt[m]{10^5 / N_{екв}^{ЗПЗ}}}{\sqrt{1-R}}. \quad (7)$$

Крок 10. Оцінка запасу втоми

$$FM = \sigma_{\max}^{\text{дон}}_{ЗПЗ} / \sigma_{\max}^{\text{дон}}_{ЗПЗ} - 1. \quad (8)$$

Крок 11. Оцінка рівня допустимих розрахункових напружень

$$\sigma_{розр}^{\text{дон}} = \sigma_{\max}^{\text{дон}}_{ЗПЗ} \cdot (P_{розр} / P_{\max}^{\text{дон}}_{ЗПЗ}), \quad (9)$$

де:

$P_{розр}$ – навантаження на елемент, відповідне розрахунковому рівню навантаження;

$P_{\max}^{\text{дон}}_{ЗПЗ}$ – навантаження на елемент, відповідне максимальному напруженню циклу «ЗПЗ».

Крок 12. Оцінка втомної довговічності елемента.

Оцінка втомної довговічності елемента, що розглядається в польотах; проводиться з використанням рівняння:

$$N = \bar{D}_{ЗПЗ} \cdot 10^5 \cdot (\sigma_R / \sigma_{екв}^{ЗПЗ})^m. \quad (10)$$

Крок 13. Оцінка розрахункового безпечного ресурсу елемента.

Оцінка розрахункового безпечного ресурсу елемента здійснюється з використанням співвідношення:

$$T_{БР} = N / \eta. \quad (11)$$

Крок 14. Оцінка запасу втомної довговічності.

Оцінка запасу втомної довговічності FLM (Fatigue Life Margin) проводиться з використанням співвідношення:

$$FLM = T_{БР} / T. \quad (12)$$

Експлуатаційні навантаження.

При розрахунках на втомну міцність відсіку фюзеляжу була використана наступна комбінація навантажень:

– навантаження від надлишкового тиску «Pressure», $\Delta p = 0,00589$ кгс/мм²;

– навантаження на горизонтальний стабілізатор «Load_HO_1000», $P_y = -1000$ кгс (рис.3-а);

– навантаження на вертикальний стабілізатор «Load_VO_1000», $P_z = 1000$ кгс (рис.3-а);

– навантаження від масових сил відсіку F-5 «Load_F5_mass».

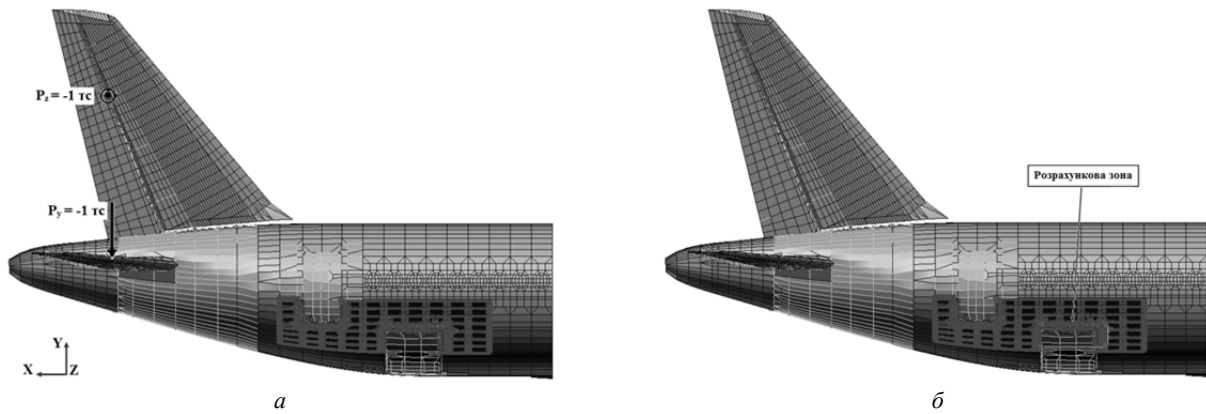


Рис. 3. Локально-глобальна СЕ-модель відсіку фюзеляжу: *а* – навантаження на горизонтальний і вертикальний стабілізатор; *б* – розрахункова зона

Була створена локальна модель петель навішування і окантовки заднього багажного люка. Окантовка і петлі навішування вантажного люка моделювались плоскими елементами Quad4 та Tri3 (рис.4, рис.5). Для «вшивання» локальної моделі в глобальну були використані елементи RSPLINE та RBE2. З'єднувальні елементи (болти і заклепки) моделювались при допомозі нової утиліти «Fastener».

Для оцінки втомної міцності даної зони відсіку фюзеляжу, використана локально-глобальна СЕ-модель. На рис.3-б показано розташування розрахункового місця в локально-глобальній моделі.



Рис. 4. Локальна СЕ-модель окантовки вантажного люка

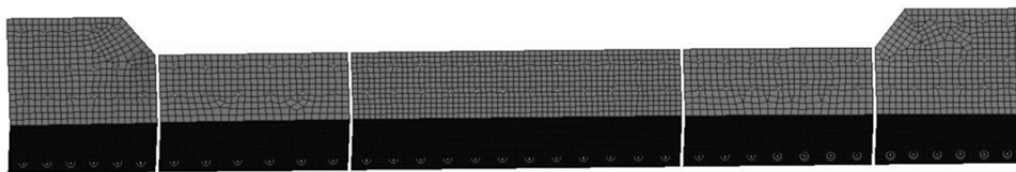


Рис. 5. Локальна СЕ-модель петель навішування вантажного люка

На рис.6 і рис.7 приведені поля розподілення максимальних головних напружень в петлі 1 і окантовці вантажного люка пасажирського літака.

Вибір розрахункових точок проводиться на основі розподілення максимальних головних напружень і величин результуючих реакцій по кріпленні в деталях які входять в стик. Для всіх стиків розрахункової зони визначним випадком навантаження є розрахунковий випадок надлишкового тиску «Pressure».

Patran 2007 r1b 26-Apr-10 13:56:32

Fringe: Pressure, A1.Static Subcase, Stress Tensor, . Max Principal 2D, Average.2 of 27 layers

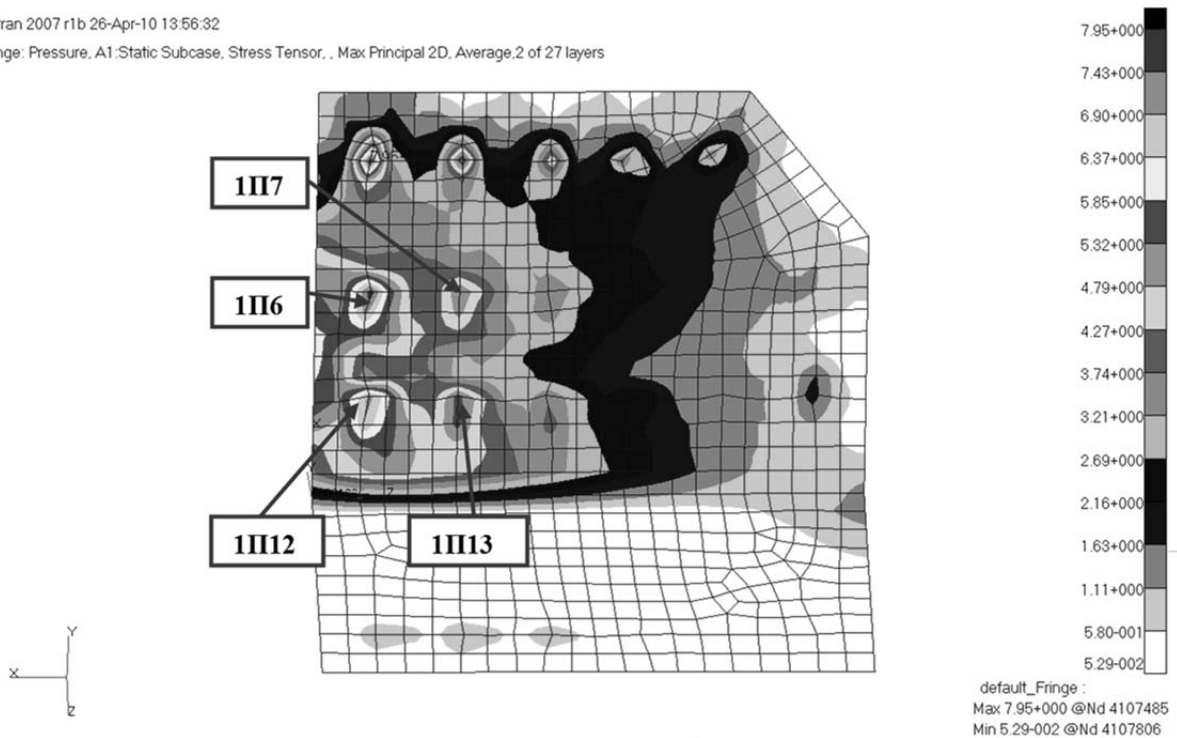


Рис. 6. Розподілення максимальних головних напружень (кгс/мм²) в петлі навішування 1 для розрахункового випадку «Pressure»

Patran 2007 r1b 28-Apr-10 16:28:02

Fringe: Pressure, A1.Static Subcase, Stress Tensor, . Max Principal 2D, Average.2 of 27 layers

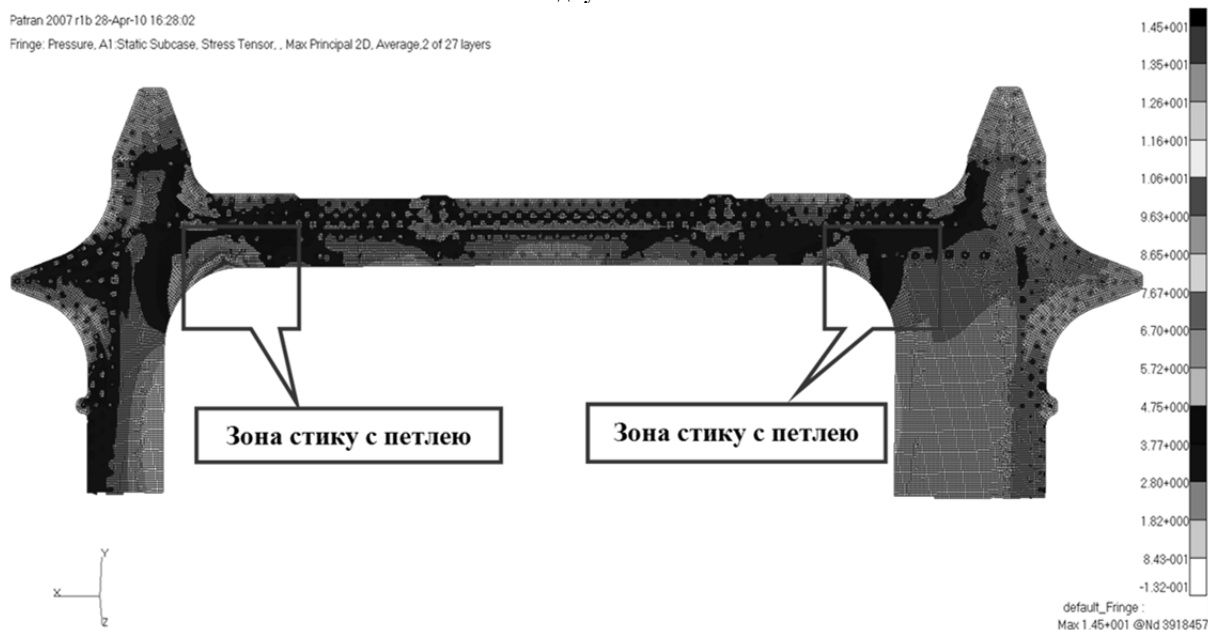


Рис. 7. Розподілення максимальних головних напружень (кгс/мм²) в окантовці вантажного люка для розрахункового випадку «Pressure»

Для забезпечення ресурсу пасажирського літака, замовником було встановлено найменший ресурс, який виражався в 54000 польотів.

Під час аналізу ресурсу, було виявлено, що деякі точки (1OK12, 1OK12 і 5OK17) на окантовці заднього багажного люка пасажирського літака не забезпечують потрібного ресурсу літака. Найбільш небезпечною точкою виявилась точка на окантовці – 1OK12. Вона має ресурс в **22629** польотів, що набагато менше замовленого ресурсу.

Для забезпечення ресурсу окантовки заднього багажного люка пасажирського літака рекомендували збільшити товщину окантовки від 8 мм до 10 мм. Також болти, що з'єднують окантовку і петлю, потрібно ставити з перехідною посадкою. Це дасть змогу підвищити коефіцієнт корекції A від 1.05 до 1.10, а значить і ресурс літака. Після перерахунків точки 1OK12 ресурс становить 55464 польотів, що відповідає замовленому ресурсу.

Висновки.

Проведено визначення ресурсу стику петель навішування, окантовки і обшивки заднього багажного люка нового пасажирського регіонального літака на етапі проектування, із застосуванням методик, директив та правил [1, 2, 3]. У виявлених проблемних місцях були проведені конструктивні зміни, які забезпечили замовлений ресурс. Достатність проведених заходів буде перевірятися на етапах сертифікатних випробувань та експлуатації.

Аннотація. Современные авиационные правила и другие нормативные документы, регламентирующие порядок обеспечения безопасности и экономической эффективности самолета по условиям усталостной прочности конструкции, предъявляют повышенные требования к объему и качеству расчетов на усталость основных элементов конструкции планера самолета. В этой статье определяется ресурс части силовой конструкции самолёта – отсека фюзеляжа. Для оценки усталостной прочности в зоне стыка петли навески заднего багажного люка использовалась локально-глобальная КЭ-модель. Также была описана методика определения усталостных характеристик элементов конструкции самолёта. В статье представлено 2 рисунка САД-модели рассматриваемой зоны и 5 рисунков КЭ-моделей.

Ключевые слова: усталость, летательный аппарат, коэффициент надёжности, фюзеляж, фитинг, долговечность, эквивалентные напряжения, главные напряжения.

Abstract. Modern aviation rules and other normative documents that regulate the order of providing of unconcern and economic efficiency of airplane for to the terms of tireless durability of construction produce the increased requirements to the volume and quality of calculations on the tiredness of basic elements of construction of glider of airplane. The resource of power construction of airplane is determined in this article – compartment of fuselage. For the estimation of tireless durability a FEM was used in the zone of joint of loop of hinge-plate of back luggage hatch. Methodology of determination of tireless descriptions of elements of construction of airplane was also described. 2 pictures of CAD of model of the examined zone and 5 pictures of FEM are presented in the article.

Keywords: fatigue, aircraft, coefficient of reliability, fuselage, fitting, longevity equivalent tension, main tension.

Бібліографічний список використаної літератури

1. Стрижиус В.Е., Семернин А.В. Руководство по расчетам на усталость элементов конструкции планера самолета (проект) // М.: Научный вестник МГТУ ГА, Серия: «Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности ВС», 2010. – 46 с.
2. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации. МОР к АП 25.571. Директивное письмо АР МАК от 30.12.96 г., № 5–96.
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М.: МАК, 2004.

References

1. Strizhius V.E., Semernin A.V. Moscow: Nauchnyj vestnik MGTU GA, Serija: «Ajeromehanika, prochnost', podderzhanie letnoj godnosti VS», 2010. 46 p.
2. Obespechenie bezopasnosti konstrukcii po uslovijam prochnosti pri dlitel'noj jekspluatacii [Maintenance of safety of a design on durability conditions at long operation]. MOS k AP 25.571. Direktivnoe pis'mo AR MAK ot 30.12.96 g., No 5–96.
3. Aviacionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoj godnosti samoletov transportnoj kategorii [Aviation rules. Part 25. Norms of the flight validity of planes of a transport category]. Moscow: MAK, 2004.