

УДК 629.7.023:539.421(045)

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup1.16

С. Р. ІГНАТОВИЧ<sup>1</sup>, С. С. ЮЦКЕВИЧ<sup>1</sup>, І. І. ДЖАВАДОВА<sup>2</sup><sup>1</sup>Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна<sup>2</sup>АТ «АНТОНОВ», Київ, Україна

## ПОРОГОВІ ЗНАЧЕННЯ НАПРАЦЮВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ПАНЕЛЬНИХ КОНСТРУКЦІЙ З ВТОМНИМИ ТРІЩИНАМИ

У статті розглянуто проблему визначення порогових значень напрацювання авіаційних панельних конструкцій з втомними тріщинами відповідно до концепції допустимості пошкоджень. **Актуальність** дослідження зумовлена необхідністю підвищення безпеки та ефективності експлуатації авіаційної техніки шляхом обґрунтованого прогнозування залишкового ресурсу конструкцій з дефектами та оптимізації інтервалів технічних інспекцій. Існуючі нормативні підходи до визначення безпечного ресурсу та періодичності контролю базуються переважно на використанні коефіцієнтів розсіювання, що нерідко призводить або до надмірного скорочення ресурсу конструкцій, або до необґрунтованого збільшення витрат на технічне обслуговування. **Метою роботи** є розроблення підходу до обґрунтування безпечних інтервалів інспекцій авіаційних панельних конструкцій з урахуванням випадкового росту втомних тріщин і визначення порогових значень залишкового ресурсу. Для досягнення поставленої мети використано **методи** механіки руйнування та статистичного моделювання. Для опису швидкості росту втомної тріщини використано закон Періса. При цьому враховано випадковий характер параметра  $m$  цього закону, розподіл якого для конструкційних алюмінієвих сплавів приймався логарифмічно нормальним. Моделювання виконувалося для панельної конструкції обшивки фюзеляжу літака з центральною тріщиною при різних рівнях циклічних напружень. Для кожного сценарію чисельного експерименту генерувалися випадкові значення параметра  $m$ , після чого визначався залишковий ресурс конструкції до досягнення критичного розміру тріщини. У результаті проведених досліджень встановлено, що залишковий ресурс панельних конструкцій з втомними тріщинами задовільно описується законом розподілу Парето. Виявлено існування порогового значення напрацювання, менше за яке руйнування конструкції не відбувається незалежно від випадкових значень параметра росту тріщини. Визначено залежність порогового значення залишкового ресурсу від розмаху діючих напружень, яка в напівлогарифмічних координатах має лінійний характер, подібний до класичних кривих втоми. Показано, що використання порогового значення залишкового ресурсу як критерію призначення інтервалів інспекцій дозволяє збільшити безпечні інтервали технічного контролю порівняно з традиційними методами, що базуються на коефіцієнтах розсіювання. Отримані результати можуть бути використані при розробленні програм технічного обслуговування та оцінюванні залишкової довговічності авіаційних конструкцій типу fail-safe. Запропонований підхід сприяє підвищенню експлуатаційної ефективності літаків за рахунок оптимізації інтервалів інспекцій без зниження рівня безпеки польотів.

**Ключові слова:** втомна тріщина, коефіцієнт інтенсивності напруження, алюмінієві сплави, залишковий ресурс, панельні конструкції, інтервали інспекцій, закон Періса.

### Вступ

Забезпечення льотної придатності авіаційних конструкцій базується на принципах допустимості пошкоджень (damage tolerance), відповідно до яких допускається наявність початкових дефектів у матеріалі, за умови їх своєчасного виявлення, а також передбачається моніторинг за розвитком пошкоджень до досягнення конструкцією критичного стану за критеріями руйнування. Для цього підходу ключовими параметрами програм технічного обслуговування є поріг (початок) та інтервали інспекцій, які визначаються на основі аналізу росту втомних тріщин і мають забезпечувати заданий рівень безпеки протягом усього строку експлуатації.

Чинні нормативні документи [1, 2] передбачають необхідність урахування пошкоджуваності конструкції та застосування аналізу втомної міцності для обґрунтування порогу та інтервалів інспекцій. При цьому особлива увага приділяється забезпеченню того, щоб між моментом виникнення дефекту та досягненням ним критичного розміру існувало достатньо можливостей для його виявлення під час регламентних перевірок.

При визначенні порогу й інтервалів інспекцій для врахування природнього розкиду втомної довговічності матеріалів і конструкційних елементів застосовуються коефіцієнти розсіювання (scattered factors) [1, 2]. При цьому значення допустимого напрацювання зменшується на величину коефіцієнта



розсіювання по відношенню до середніх значень довговічності, отриманих за результатами лабораторних або повномасштабних випробувань. Таким чином, розкид втомної довговічності суттєво впливає на безпеку та ефективність експлуатації авіаційних конструкцій. Малі значення коефіцієнта розсіювання можуть привести до непередбачуваного руйнування або до незавчасного виявлення тріщин при інспекціях. І навпаки, завищені значення цього коефіцієнта – до зменшення ресурсу або до необґрунтовано завищеної періодичності інспекцій, що приводить до зменшення комерційного нальоту повітряних суден.

Для конструкцій, що проектуються за принципом безпечного руйнування (fail-safe), програми інспекцій можуть розроблятися із застосуванням підходу, згідно до якого поріг інспекції дорівнює безпечному ресурсу (safe-life), а інтервали повторних інспекцій визначаються на основі аналізу росту тріщин [3].

Оцінка безпечного ресурсу базується на результатах повномасштабних випробувань обмеженої кількості конструкцій або конструктивних елементів. Якщо  $N_{ci}$  – середнє значення числа циклів навантаження до виникнення втомної тріщини при випробуваннях, то оцінка безпечного ресурсу здійснюється як

$$N_{SL} = \frac{N_{ci}}{(F_S)_{SL}}, \quad (1)$$

де  $N_{SL}$  – кількість циклів навантаження, що відповідає безпечному ресурсу;

$(F_S)_{SL}$  – коефіцієнт розсіювання при безпечному ресурсі.

Рекомендації щодо значень  $(F_S)_{SL}$  наведено в нормативних документах [1-3]. Відзначимо, що для алюмінієвих конструкцій на базі повномасштабних випробувань зазвичай  $(F_S)_{SL} = 4$ , а якщо такі випробування з будь яких причин не проводяться, то можливо застосування кривих втоми (S-N кривих) для конструкційних зразків. Тоді  $(F_S)_{SL} = 8$  [3].

Періодичність інспекцій після порогу визначається з урахуванням напрацювання конструкції з втомною тріщиною при її зростанні від початкового розміру  $a_d$  до критичної довжини  $a_{cr}$ :

$$N_{RL} = N_{cr} - N_d, \quad (2)$$

де  $N_{RL}$  – кількість циклів навантаження, що відповідає залишковому ресурсу конструкції з тріщиною;

$N_{cr}$  – кількість циклів до формування тріщини з критичною довжиною  $a_{cr}$ ;

$N_d$  – кількість циклів до утворення тріщини початкової довжини  $a_d$ .

Інтервал між інспекціями  $\Delta N_{insp}$  для конструкції з тріщинами при безпечному руйнуванні визначається з використанням співвідношення (2) і відповідного коефіцієнту розсіювання  $(F_S)_{SL}$ :

$$\Delta N_{insp} = \frac{N_{RL}}{(F_S)_{FS}}. \quad (3)$$

Типове значення  $(F_S)_{FS}$  для авіаційних конструкцій дорівнює 2 [4]. Це означає, що необхідний інтервал між інспекціями повинен бути в два рази меншим, ніж час зростання втомної тріщини від  $a_d$  до  $a_{cr}$ . Можливі й інші значення  $(F_S)_{FS}$  у залежності від критичності конструкції, властивостей матеріалів і можливостей неруйнівного контролю. Головною вимогою є забезпечення неможливості руйнування конструкції між інтервалами інспекцій.

Відповідно до нормативних рекомендацій, при сертифікації типу повітряного судна заявник повинен обґрунтувати значення інтервалів інспекцій для fail-safe конструкцій, спираючись на методи механіки руйнування та дані випробувань з урахуванням статистичного розкиду зростання втомних тріщин. Розробка одного з можливих підходів до такого обґрунтування є метою даної роботи.

## Постановка задачі дослідження

Традиційно оцінка залишкової довговічності та параметрів інспекцій авіаційних конструкцій з втомними пошкодженнями виконується на основі детермінованих моделей росту тріщин, що базуються на положеннях механіки руйнування, зокрема із використанням закону Періса

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K)^m, \quad (4)$$

де  $a$  – половина довжини тріщини;

$N$  – кількість циклів навантаження;

$\Delta K$  – розмах коефіцієнта інтенсивності напруження (KIH) у циклі;

$C$  і  $m$  – коефіцієнти регресії для матеріалу.

Однак такі підходи не враховують у повною обсязі статистичний розкид властивостей матеріалу, навантажень і розмірів початкових дефектів, що може призводити до суттєвих відхилень фактичного ресурсу від розрахункового.

Відповідно до моделі (4), випадковість швидкості росту тріщини при детермінованому навантаженні визначається випадковими величинами коефіцієнтів  $C$  і  $m$ . У роботі [5] показано, що для багатьох конструкційних алюмінієвих сплавів ці коефіцієнти взаємозалежні, й замість рівняння (4)

можна використовувати співвідношення тільки з одним коефіцієнтом, наприклад з  $m$ :

$$\frac{da}{dN} = 3,58 \cdot 10^{-7} \left( \frac{\Delta K}{14,3} \right)^m, \quad (5)$$

де швидкість росту тріщини вимірюється в м/цикл, КІН – в МПа $\cdot$ м<sup>1/2</sup>.

Із рівняння (5) визначається кількість циклів навантаження, що відповідає залишковому ресурсу конструкції з тріщиною [6]:

$$N_{RL} = \frac{5,6 \cdot 10^6}{2-m} \left( \frac{14,3}{\Delta \sigma \sqrt{\pi}} \right)^m \left( \frac{1-m}{a_{cr}^2} - \frac{1-m}{a_d^2} \right), \quad (6)$$

де  $\Delta \sigma$  – розмах діючого напруження.

Таким чином, при детермінованому  $\Delta \sigma$  і заданих фіксованих величинах  $a_d$  і  $a_{cr}$ , випадкові значення напруження  $N_{RL}$  будуть визначатися випадковою величиною коефіцієнта  $m$ . Розглянемо особливості розподілу напруження  $N_{RL}$  при випадковій швидкості зростання тріщини та можливості його застосування для обґрунтування безпечних інтервалів інспекцій листових панельних конструкцій фюзеляжу літака.

## 2. Залишковий ресурс авіаційних листових конструкцій з тріщинами

### 2.1. Вихідні передумови

Розглянемо статистичні характеристики залишкового ресурсу  $N_{RL}$  при логарифмічно нормальному розподілі  $m$ , яке відповідає експериментальним дослідженням тріщиностійкості багатьох конструкційних алюмінієвих сплавів [7].

Початкова напівдовжина тріщини  $a_d$  визначається з умов надійного виявлення тріщини методами неруйнівного контролю або візуальним оглядом. Задаємо:  $a_d = 0,003$  м.

Приймаємо, що розмах КІН в моделі (5) для панелі обшивки фюзеляжу з центральною тріщиною напівдовжини  $a$ , розташованої перпендикулярно дії максимального напруження, визначається формулою

$$\Delta K = Y \Delta \sigma \sqrt{\pi a}, \quad (7)$$

де  $Y$  – поправочний коефіцієнт, який залежить від геометричних параметрів тріщини й пластини та умов навантаження. Надалі приймаємо  $Y = 1$ ;

$\Delta \sigma$  – розмах окружного напруження від перепаду тиску  $\Delta p$  у герметичній кабіні,

$$\Delta \sigma = \frac{\Delta p \cdot r}{t}; \quad (8)$$

$r$  – радіус фюзеляжу;

$t$  – товщина панелі.

У якості базового рівня навантаження будемо використовувати наступні значення [8]:  $r = 3,25$  м;  $t = 0,00248$  м;  $\Delta p = 0,06$  МПа. Тоді, згідно з (8), маємо  $\Delta \sigma = 78,63$  МПа.

Реальні значення  $\Delta \sigma$  можуть відрізнятися від розрахункової величини. Це може бути пов'язано з іншими значеннями  $\Delta p$ , а також з можливою корекцією величини  $\Delta K$  та геометричного параметру  $Y$  (зазвичай  $Y = 1 \dots 1,5$ ). Тому моделювання росту втомних тріщин здійснювалося для різних рівнів  $\Delta \sigma$  в діапазоні від 70 МПа до 90 МПа.

Рівняння (7) і (8) не включають геометричний поправочний коефіцієнт для скінченного розміру панелі, в них не враховується двовісний напружений стан, а також змінна жорсткість конструкції через наявність підсилюючих елементів [9]. Тому ці вирази є приблизними. Однак їхнє використання для визначення залишкової довговічності панельних конструкцій фюзеляжу літака в першому наближенні є прийнятним [8].

Критична довжина втомної тріщини  $a_{cr}$ , що задає граничний стан конструкції, визначається критичним значенням КІН, якій дорівнює в'язкості руйнування при плоскій деформації  $K_{IC}$  [6]. Тоді, при асиметрії циклу  $R = 0$  і не враховуючи скінченності розмірів панелі, маємо

$$a_{cr} = \left( \frac{K_{IC}}{\Delta \sigma \sqrt{\pi}} \right)^2, \quad (9)$$

Приймаємо  $K_{IC} = 30$  МПа м<sup>1/2</sup> [6]. Тоді для  $\Delta \sigma = 78,63$  МПа, згідно з (9), отримаємо  $a_{cr} = 0,046$  м.

### 2.2. Результати моделювання та їх обговорення

Залишковий ресурс листової панелі обшивки фюзеляжу визначається рівнянням (6). Для отримання розподілу  $N_{RL}$  генерувалися випадкові значення коефіцієнту  $m$  відповідно до логарифмічно нормального розподілу з математичним очікуванням  $\mu[m] = 3,35$  і середньоквадратичним відхиленням  $\sigma[m] = 1,08$  [7].

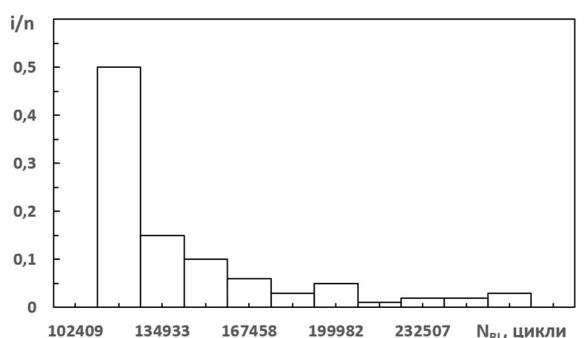
Кожний сценарій моделювання реалізовувався для вибраного рівня розмаху напруження  $\Delta \sigma$  і передбачав генерування 100 випадкових значень  $m$ . При цьому, для кожного  $\Delta \sigma$  за формулою (9) визначалася критична величина напівдовжини тріщини  $a_{cr}$ . Початкова довжина тріщини  $a_d$  для всіх сценаріїв була однаковою й дорівнювала 0,003 м. Було реалізовано п'ять сценаріїв моделювання. Значення  $\Delta \sigma$  і відповідні їм  $a_{cr}$  наведено в табл. 1.

Таблиця 1

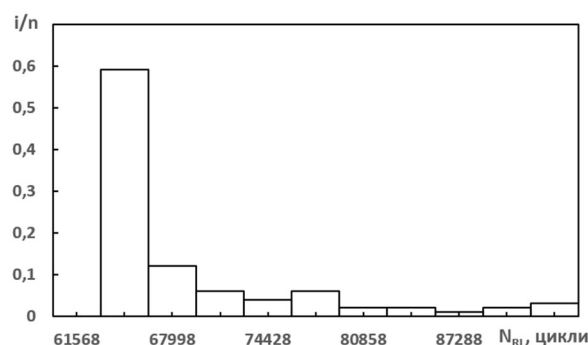
Результати чисельного експерименту щодо визначення граничних значень залишкової довговічності панельних конструкцій з алюмінієвих сплавів

| Параметр             | Значення параметрів |       |        |       |        |
|----------------------|---------------------|-------|--------|-------|--------|
| $\Delta\sigma$ , МПа | 90                  | 85    | 78,63  | 75    | 70     |
| $a_{cr}$ , м         | 0,035               | 0,04  | 0,0463 | 0,051 | 0,0585 |
| $N_{RL0}$ , цикли    | 48400               | 55017 | 70118  | 78158 | 95377  |

Результати моделювання показують, що значна частка випадків руйнування (50...60%) зосереджується в області початкових значень  $N_{RL}$  в інтервалі отриманих напрацювань (рис. 1).



а



б

Рис. 1. Гістограми розподілу залишкового ресурсу при різних значеннях розмаху напруження ( $i/n$  – частота потраплянь подій в інтервал значень гістограми;  $n$  – загальна кількість значень)  
а – при  $\Delta\sigma = 70$  МПа; б – при  $\Delta\sigma = 85$  МПа;

Характер гістограм вказує на існування певного порогового значення напрацювання до граничного стану  $N_{0RL}$ , менше за яке руйнування не відбувається при всіх можливих значеннях параметру  $m$  закону Періса. Таке порогове значення залишкового ресурсу можна визначити при опису результатів моделювання степеневим законом розподілу Парето:

$$F(N_{RL}) = 1 - \left( \frac{N_{0RL}}{N_{RL}} \right)^{\gamma-1}, \quad (10)$$

де  $F(N_{RL})$  – функція розподілу залишкового ресурсу;

$N_{0RL}$  – параметр положення, що визначає ліву границю можливих значень  $N_{RL}$  ( $N_{RL} \geq N_{0RL}$ );

$\gamma$  – параметр форми.

Відповідність результатів числового експерименту розподілу Парето, а також значення параметрів  $N_{0RL}$  і  $\gamma$  можна визначити шляхом апроксимації функції розподілу експериментальних даних лінійною залежністю в подвійних логарифмічних координатах, яка відповідає співвідношенню (10):

$$\lg[1 - F(N_{RL})] = (\gamma - 1) \lg N_{0RL} - (\gamma - 1) \lg N_{RL}, \quad (11)$$

Результати числового експерименту показують, що при всіх прийнятих значеннях розмаху напруження значення функції розподілу випадкової величини  $N_{RL}$  відповідають закону Парето (10) – експериментальні точки задовільно апроксимуються в подвійних логарифмічних координатах лінійною залежністю (11) (рис. 2). Значення порогового параметра  $N_{0RL}$  наведено в табл. 1.

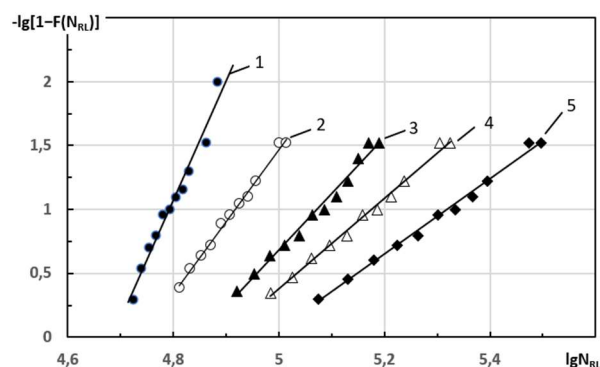


Рис. 2. Відповідність результатів числового експерименту розподілу Парето при різних значеннях розмаху напруження

1 – при  $\Delta\sigma = 90$  МПа; 2 – при  $\Delta\sigma = 85$  МПа;  
3 – при  $\Delta\sigma = 78,63$  МПа; 4 – при  $\Delta\sigma = 75$  МПа;  
5 – при  $\Delta\sigma = 70$  МПа;

При визначенні залишкового ресурсу та інтервалів інспекцій для fail-safe конструкцій необхідно мати інформацію щодо залежності порогового напруження  $N_{0RL}$  від діючого напруження. Це дає можливість прогнозувати напруження при різних значеннях параметрів, що входять до рівняння (8), а також враховувати геометричні особливості системи панель-тріщина через поправочний коефіцієнт  $Y$  у рівнянні (7).

Отримані при числовому експерименті дані (табл. 1) показують, що між пороговим напруженням  $N_{0RL}$  і розмахом напруження  $\Delta\sigma$  у напівлогарифмічних координатах існує лінійна залежність, подібна S-N кривій для втоми (рис. 3). Рівняння такої залежності має вигляд

$$\Delta\sigma = 403,4 - 67 \cdot \lg N_{0RL}, \quad (12)$$

з коефіцієнтом кореляції, близьким до 1.

Рівняння (12) може використовуватися для прогнозних оцінок безпечного напруження авіаційних панельних конструкцій з втомними тріщинами за умови, що швидкість тріщини може приймати випадкові значення, а напівдовжина початкової тріщини  $a_d = 0,003$  м. Якщо така тріщина умовно з'являється одразу після порогу інспекцій і починає зростати, напруження  $N_{0RL}$  гарантовано визначає залишковий ресурс без руйнування. У цьому випадку немає потреби робити запас напруження на статистичний розкид довговічності, це враховується при визначенні порогового напруження  $N_{0RL}$ .

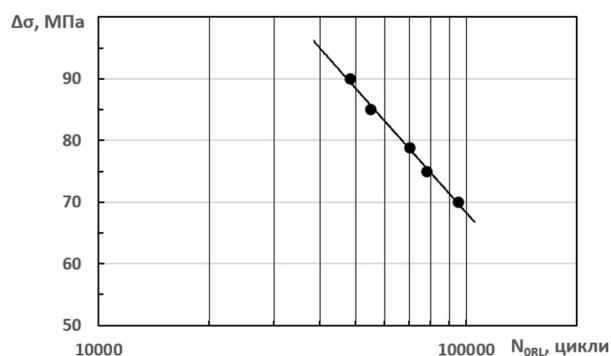


Рис. 3. Залежність порогових значень залишкового ресурсу  $N_{0RL}$  від розмаху напруження в циклі  $\Delta\sigma$ .

Точки – результати числового експерименту (табл. 2)

З використанням даного підходу для визначення інтервалів інспекцій замість співвідношення (3) можна прийняти наближення  $\Delta N_{insp} \rightarrow N_{0RL}$ , що приведе до збільшення безпечних інтервалів. Напри-

клад, при  $\Delta\sigma = 85$  МПа залишковий ресурс, визначений за формулою (6) для середнього значення  $m=3,25$ , дорівнює  $N_{RL} = 64404$  циклів. Приймаючи коефіцієнт розсіювання  $(F_S)_{FS} = 2$ , відповідно до співвідношення (3), маємо  $\Delta N_{insp} = 32202$  циклів. Порогове значення напруження при цьому розмаху напруження дорівнює  $N_{0RL} = 55017$  циклів (табл. 1), що в 1,7 разів більше, ніж  $\Delta N_{insp}$ , вираховане за формулою (3). Таким чином, є обґрунтована можливість збільшення інтервалів інспекцій, що приведе до зменшення витрат на обслуговування літаків і підвищення ефективності їх експлуатації.

## Висновки

1. Період розповсюдження втомної тріщини (залишковий ресурс) є випадковою величиною й визначається випадковою величиною коефіцієнта  $m$  закону Періса. Для п'яти значень розмаху напруження проведено числовий експеримент, у якому моделювався розподіл залишкового ресурсу для логарифмічно нормального розподілу  $m$ , статистичні характеристики якого відповідають експериментальним даним випробування на тріщиностійкість широкої номенклатури конструкційних алюмінієвих сплавів.

2. Результати числового експерименту показують, що розподіл залишкового ресурсу панельних конструкцій фюзеляжу літака задовільно описується законом розподілу Парето з пороговим значенням напруження до початку руйнування. Це порогове значення напруження може бути прийнято як прогнозний показник залишкового ресурсу панельних конструкцій з тріщинами, а також використано для обґрунтування інтервалів інспекцій fail-safe конструкцій.

3. Визначена залежність порогового значення залишкового ресурсу від розмаху діючих напружень. За результатами числового експерименту ця залежність у напівлогарифмічних координатах є лінійною, подібно до традиційних кривих втоми.

**Внесок авторів:** формулювання проблеми, постановка задачі, оцінка результатів – **Сергій Ігнатович**; числовий експеримент – **Ірина Джавадова**; формулювання висновків – **Святослав Юцкевич**; написання статті – **Сергій Ігнатович**, **Святослав Юцкевич**, **Ірина Джавадова**.

## Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, ав-

торського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

#### Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

#### Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

#### Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

### Література

1. AC 25-571D. *Damage tolerance and fatigue evaluation of structure*. – Режим доступу: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_25\\_571-1D.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25_571-1D.pdf) (дата звернення: 11.06.2026).
2. CS 25.571. *Damage tolerance and fatigue evaluation of structure*. – Режим доступу: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25?page=20> (дата звернення: 11.06.2026).
3. AC 23-13A. *Fatigue, fail-safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes*. – Режим доступу: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/advisory\\_circular/ac\\_23-13a.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/advisory_circular/ac_23-13a.pdf) (дата звернення: 11.06.2026).
4. Wanhill, R. J. H. *Short/small fatigue crack growth, thresholds and environmental effects: a tale of two engineering paradigms* / R. J. H. Wanhill, S. E. Stanzl-Tschegg // *Corrosion Reviews*. – 2021. – Vol. 39, iss. 2. – P. 165–175. DOI: <https://doi.org/10.1515/corrrev-2020-0096>.
5. Ignatovich, S. R. *Prediction of residual service life of aluminum alloy structures at random fatigue crack growth rates* / S. R. Ignatovich, M. V. Karuskevych, S. S. Yutskevych // *Strength of Materials*. – 2025. – Vol. 57. – P. 40–50. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11223-025-00744-x>.
6. Ігнатівич, С. Р. *Прогнозування напрацювання авіаційних панельних конструкцій при випадковій швидкості зростання втомних тріщин* / С. Р. Ігнатівич, І. І. Джавадова // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2025. – №. 4 спецвип. 2 (206). – С. 69–76. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup2.07>.
7. Ignatovich, S. R. *Prediction of residual service life of aluminum alloy structures at random fatigue crack growth rates* / S. R. Ignatovich, E. V. Karan // *Strength of*

*Materials*. – 2015. – Vol. 47, iss. 4. – P. 586–594. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11223-015-9694-3>

8. *Uncertainty reduction of damage growth properties using structural health monitoring* / A. Coppe, R. T. Haftka, N. H. Kim, F.-G. Yuan // *J Aircraft*. – 2010. – Vol. 47, iss. 6. – P. 2030–2038. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C000279>

9. Джавадова, І. І. *Методи визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень у авіаційних конструкціях* / І. І. Джавадова, С. Р. Ігнатівич // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2024. – №. 4 (196). – С. 24–33. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2024.4.03>

### References

1. AC 25-571D. *Damage tolerance and fatigue evaluation of structure*. Available at: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_25\\_571-1D.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25_571-1D.pdf)
2. CS 25.571. *Damage tolerance and fatigue evaluation of structure*. Available at: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25?page=20>
3. AC 23-13A. *Fatigue, fail-safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes*. Available at: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/advisory\\_circular/ac\\_23-13a.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/advisory_circular/ac_23-13a.pdf)
4. Wanhill, R. J. H., Stanzl-Tschegg, S. E. *Short/small fatigue crack growth, thresholds and environmental effects: a tale of two engineering paradigms*. *Corrosion Reviews*, 2021, vol. 39, iss. 2, pp. 165–175. DOI: <https://doi.org/10.1515/corrrev-2020-0096>
5. Ignatovich, S. R., Karuskevych, M. V., Yutskevych, S. S., Karan, E. V., Dzhavadova, I. I. *Prediction of residual service life of aluminum alloy structures at random fatigue crack growth rates*. *Strength of Materials*, 2025, vol. 57, pp. 40–50. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11223-025-00744-x>
6. Ihnatovych, S. R., Dzhavadova, I. I. *Prohnozuvannia napratsiuvannia aviatsiinykh panelnykh konstruktii pri vypadkovii shvydkosti zrostannia vtomnykh trishchyn* [Estimation of the service life of aircraft panel structures under random crack growth rates]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia – Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4 sup. 2 (206), pp. 69–76. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup2.07>
7. Ignatovich, S. R., Karan E. V. *Fatigue crack growth kinetics in D16AT aluminum alloy specimens with multiple stress concentrators*. *Strength Mater*, 2015, vol. 47, iss. 4, pp. 586–594. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11223-015-9694-3>
8. Coppe, A., Haftka, R. T., Kim, N. H., Yuan, F.-G. *Uncertainty reduction of damage growth properties using structural health monitoring*. *J Aircraft*, 2010. vol. 47, iss. 6, pp. 2030–2038. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C000279>

9. Dzhavadova, I. I., Ihnatovych, S. R. Metody vyznachennia koefitsientiv intensyvnosti napruzhen u aviatsiinykh konstruktsiiah [Stress intensity factor determination methods for aircraft structures].

*Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia – Aerospace Technic and Technology*, 2024, no. 4 (196), pp. 24-33. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4.03>

*Надійшла до редакції 27.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 04.08.2026.*

*Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026*

## THRESHOLD VALUES FOR THE OPERATION OF AVIATION PANEL STRUCTURES WITH FATIGUE CRACKS

*Sergii Ignatovych, Svyatoslav Yutskevych, Iryna Dzhavadova*

The article considers the problem of determining the threshold values for the service life of aircraft panel structures with fatigue cracks in accordance with the damage-tolerance concept. The relevance of the study stems from the need to improve the safety and efficiency of aircraft operation by reasonably predicting the residual life of defective structures and optimizing technical inspection intervals. Existing regulatory approaches to determining the safe-life and periodicity of control are based mainly on the use of dispersion coefficients, which often leads either to an excessive reduction in the structural life or to an unjustified increase in maintenance costs. The aim of the work is to develop an approach to justifying safe inspection intervals for aircraft panel structures considering the random growth of fatigue cracks and determining the threshold values for residual life. To achieve this goal, methods of fracture mechanics and statistical modeling were used. The Paris law was applied to describe the growth rate of a fatigue crack. In this case, the random nature of the parameter  $m$  of this law was considered, the distribution of which for structural aluminum alloys was assumed to be logarithmically normal. The modeling was performed on a panel structure of an aircraft fuselage skin with a central crack under different levels of cyclic stress. For each scenario of the numerical experiment, random values of the parameter  $m$  were generated, after which the residual resource of the structure was determined until the critical crack size was reached. As a result of the studies conducted, it was established that the residual resource of panel structures with fatigue cracks is satisfactorily described by the Pareto distribution. The existence of a threshold value of operation was revealed, below which the destruction of the structure does not occur regardless of the random values of the crack growth parameter. The dependence of the residual resource threshold on the magnitude of the acting stresses was determined; in semi-logarithmic coordinates, it is linear, similar to classical fatigue curves. It is shown that the use of the threshold value of the residual resource as a criterion for assigning inspection intervals allows to increase safe intervals of technical control in comparison with traditional methods based on dispersion coefficients. The results obtained can be used to develop maintenance programs and assess the residual durability of fail-safe aircraft structures. The proposed approach contributes to increasing the operational efficiency of aircraft by optimizing inspection intervals without reducing flight safety.

**Keywords:** fatigue crack, stress intensity factor, aluminum alloys, residual life, panel structures, inspection intervals, Paris law.

**Ігнатович Сергій Ромуальдович** - д.т.н., професор каф. авіаційної інженерії, Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

**Юцкевич Святослав Сергійович** – к.т.н., доцент, декан аерокосмічного факультету, Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

**Джавадова Ірина Іксамівна** – інженер-конструктор, АТ «АНТОНОВ», Київ, Україна.

**Sergii Ignatovych** – Doctor of Science, Professor at the Design Department, National University “Kyiv Aviation Institute” Kyiv, Ukraine, e-mail: [ignatovich@nau.edu.ua](mailto:ignatovich@nau.edu.ua), ORCID: 0000-0001-9322-2195

**Svyatoslav Yutskevych** – Candidate of Technical Sciences, Dean of the Aerospace Faculty, National University “Kyiv Aviation Institute” Kyiv, Ukraine, e-mail: [sviatoslav.yutskevych@npp.kai.edu.ua](mailto:sviatoslav.yutskevych@npp.kai.edu.ua), ORCID: 0000-0001-6650-4453,

**Iryna Dzhavadova** – Design Engineer, JSC “Antonov”, Kyiv, Ukraine, e-mail: [296961@stud.kai.edu.ua](mailto:296961@stud.kai.edu.ua), ORCID: 0009-0007-1525-5769.