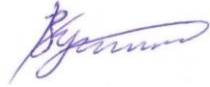


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

КРАСНОПОЛЬСЬКИЙ ВОЛОДИМИР СЕРГІЙОВИЧ



УДК 629.735.023.8:621.643.411:620.19:519.216.3(043.5)

**ПРОГНОЗУВАННЯ ГРАНИЧНОГО СТАНУ ЗАКЛЕПКОВИХ
З'ЄДНАНЬ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ ВТОМНОМУ
БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ПОШКОДЖЕННІ**

Спеціальність 05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2020

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі конструкції літальних апаратів Аерокосмічного факультету в Національному авіаційному університеті.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Ігнатович Сергій Ромуальдович
Національний авіаційний університет,
завідувач кафедри конструкції
літальних апаратів

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Гребеніков Олександр Григорович,
Національний аерокосмічний університет
ім. М.Є. Жуковського «Харківський
авіаційний інститут»
завідувач кафедри проектування літаків та
вертольотів

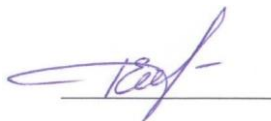
кандидат технічних наук
Василевський Євген Тимофійович
ДП «Антонов»
заступник головного конструктора

Захист відбудеться “ 10 ” вересня 2020 р. о 14:00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06 Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України за адресою 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1, корпус 11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1.

Автореферат розісланий “ _____ ” _____ 2020 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради
к.т.н., с.н.с.



О.Ю. Корчук

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Проблема втомного ресурсу в авіації набула особливу гостроту у п'ятдесятих роках минулого століття з початком експлуатації літаків, використання яких планувалося на значні строки служби. Для сучасних повітряних суден (ПС), виходячи з їх економічної ефективності, необхідно забезпечувати термін експлуатації не менш ніж 30 років, а ресурс – 40...80 тисяч годин нальоту без зниження несучої здатності конструкції та досягнення граничного стану.

Запобігання руйнування конструкцій ПС внаслідок втоми забезпечується комплексом заходів, що передбачають розрахункове оцінювання та експериментальне підтвердження ресурсних характеристик конструктивних елементів (КЕ), інструментальне виявлення втомних пошкоджень, які виникають в експлуатації, моніторинг їх розвитку до граничного стану, прогнозування залишкового ресурсу. Ці заходи реалізуються як на етапі створення нового зразка літака, наприклад при проведенні натурних випробувань, так і на стадії експлуатації.

Проблема розрахункового оцінювання ресурсних характеристик КЕ є доволі складною, оскільки на літак протягом експлуатації діє велика кількість різноманітних факторів пошкоджуваності, які визначають деградацію механічних властивостей матеріалу конструкції та загальне зниження рівня надійності. Дія цих факторів, у переважній своїй більшості, є випадковою, що передбачає використання для прогнозування розвитку пошкоджень з часом не детерміністичних, а імовірнісних методів.

Одним з найбільш розповсюджених і небезпечних видів втомного руйнування авіаційних конструкцій, особливо для старіючого парку літаків, є багатоосередкове пошкодження (Multiple Site Damage – MSD). Це стан пошкодженої конструкції, що характеризується наявністю в одному конструктивному елементі множинних втомних тріщин, які одночасно розвиваються, що може призвести до зниження залишкової міцності конструкції нижче припустимого рівня. Як правило, багатоосередкове пошкодження проявляється в елементах конструкції літаків, що мають велику кількість отворів під заклепкові з'єднання, які розташовані в ряд і є потенційними джерелами зародження тріщин втоми через концентрацію напруження. При цьому такі тріщини становлять небезпеку через можливість швидкого руйнування перемичок між сусідніми отворами, особливо у випадку їхнього зустрічного росту та

об'єднання. Саме тому, подовження ресурсу парку старіючих літаків, а також оцінка їх працездатності, призначення періодичності оглядів і прогнозування залишкової міцності конструкції є досить актуальним завданням.

З огляду на велику кількість потенційних місць зародження тріщин у заклепкових з'єднаннях очевидно, що оцінка показників залишкового ресурсу і надійності таких конструкцій повинна здійснюватися виключно у імовірнісному аспекті. Зазвичай для статистичних оцінок показників MSD використовується методологія, що заснована на моделюванні процесів зародження, росту і об'єднання тріщин методом Монте-Карло. Однак при цьому не враховується розмірна стохастичність втомних тріщин та можливість їх об'єднання.

У представленій роботі запропоновано новий метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань при багатоосередковому пошкодженні, який побудовано на основі імовірнісної моделі даного виду пошкодження, що враховує випадковий характер зародження втомних тріщин, розподіл їх довжини та імовірність об'єднання при певному напрацюванні. Показано, що для побудови зазначеної моделі базовими елементами є розподіли Парето та Вейбула.

Актуальність теми дисертації полягає в необхідності розробки методу прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій в умовах багатоосередкового втомного пошкодження для вирішення питання подовження ресурсу та безпечної експлуатації парку старіючих літаків.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Робота проводилась відповідно до плану наукових досліджень кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету, зокрема держбюджетних науково-дослідних робіт №861-ДБ13 «Метод моніторингу відпрацювання ресурсу повітряних суден з використанням інструментальних засобів контролю втомного пошкодження», (№ держреєстрації 0113U000080), строк виконання 2013-2015 рр. та №122-ДБ17 «Методологія прогнозування втомного багатоосередкового пошкодження конструкцій літаків транспортної категорії», (№ держреєстрації 0117U00234), строк виконання 2017-2019 рр., які виконувались відповідно тематичним планам науково-дослідних робіт Міністерства освіти і науки України.

Мета роботи. Розробка та обґрунтування методу прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

Задачі дослідження:

1. Розробити методичку проведення експериментальних досліджень втомного багатоосередкового руйнування зразків та методичку реєстрації і вимірювання розміру втомних тріщин під час експерименту;

2. Провести експериментальні дослідження багатоосередкового пошкодження модельних зразків з багатьма концентраторами, а також обробку і аналіз отриманих даних. Побудувати залежності росту втомних тріщин від циклічного напруцювання;

3. Базуючись на даних експерименту визначити статистичні розподіли довжини втомних тріщин при фіксованих значеннях циклічного напруцювання;

4. Розробити математичну модель формування розподілу довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні;

5. Розробити імовірнісну модель об'єднання втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні;

6. Розробити імовірнісну модель багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання авіаційних конструкцій;

7. Базуючись на імовірнісній моделі багатоосередкового пошкодження розробити метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій.

8. Перевірити працездатність та точність розробленого методу шляхом порівняння прогнозованого ресурсу заклепкових з'єднань з даними експерименту.

Об'єкт дослідження – багатоосередкове пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій.

Предмет дослідження – реалізація граничного стану заклепкового з'єднання при багатоосередковому пошкодженні.

Методи досліджень. Мета і задачі роботи передбачали проведення значного обсягу теоретичних і експериментальних досліджень, які базуються на використанні наступних методів і методик:

- механічних випробувань, що дозволило провести моніторинг зародження та росту втомних тріщин у зразках з конструкційного алюмінієвого сплаву Д16АТ в широкому діапазоні умов навантаження;

- оптичного контролю, за допомогою якого було створено банк цифрових зображень розвитку втомних пошкоджень;

- статистичного аналізу, що дозволило обробити отримані експериментальні результати та забезпечити їх графічне та аналітичне представлення;

- математичного аналізу теорії імовірності для отримання імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження;
- кореляційного аналізу для перевірки працездатності розробленого методу та отримання обґрунтованих висновків.

Наукова новизна одержаних результатів. У роботі вперше отримані наступні наукові результати:

1. Розроблена нова математична модель формування стохастичності розмірів втомних тріщин з врахуванням випадковості їх утворення та росту. На основі цієї моделі вперше теоретично та експериментально підтверджено, що імовірнісний розподіл довжини втомних тріщин відповідає закону Парето.
2. Розроблено нову імовірнісну модель об'єднання зустрічних тріщин при багатоосередковому пошкодженні з врахуванням, що довжина цих тріщин має розподіл Парето.
3. Розроблена математична модель багатоосередкового пошкодження і на її основі запропонований новий метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

Практичне значення одержаних результатів.

1. Розроблені методики проведення експериментальних досліджень та вимірювання довжини втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами дозволяють отримувати дані досліджень одночасно по багатьом тріщинам не припиняючи випробувань, що підвищує їх точність.
2. Розроблений метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні може бути використаний для прогнозування технічного стану літакових конструкцій в експлуатації.
3. Результати роботи використовуються в навчальному процесі кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету в курсі «Ресурс та довговічність авіаційних конструкцій», а також на ДП «Антонов» у виробництві літаків транспортної категорії для підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання, та при визначенні їх надійності і несучої здатності.

Особистий внесок здобувача. Основні наукові результати роботи отримані автором самостійно. Особисто проведено аналіз існуючих підходів прогнозування багатоосередкового пошкодження. Самостійно проведено експериментальні дослідження росту втомних тріщин у модельних зразках, опрацювання та обробку отриманих експериментальних даних, статистичний аналіз масиву даних,

виявлено та отримано аналітичні залежності розвитку втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні, проведено порівняння теоретичних та експериментальних результатів. В співавторстві з професором кафедри конструкції літальних апаратів С.Р. Ігнатовичем розроблено імовірнісну математичну модель багатосередкового пошкодження заклепкових з'єднань. Самостійно отримано і обґрунтовано статистичну модель імовірнісного розподілу довжин втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні, імовірнісну модель об'єднання зустрічних тріщин та метод прогнозування ресурсу і визначення надійності заклепкових з'єднань.

Достовірність результатів і правомірність висновків, а саме запропонованих моделей для визначення ресурсу та надійності заклепкових з'єднань забезпечується виконаними експериментами та теоретичними розрахунками, які підтверджені збігом між результатами теоретичного аналізу та експериментальних досліджень.

Апробація результатів дисертації.

Основні результати, що викладені в роботі, доповідались і обговорювались на конференціях: Міжнародній науково-технічній конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», ТНТУ ім. Івана Пулюя, Тернопіль, 2011 – 2015 рр.; Міжнародній науково-практичній конференції молодих учених і студентів «Політ. Сучасні проблеми науки», НАУ, Київ, 2012 – 2014 рр.; Науково-технічній конференції студентів та молодих учених «Наукоємні технології», НАУ, Київ, 2012 – 2013 рр.; Міжнародних науково-технічних конференціях «АВІА-2013», «АВІА-2015», «АВІА-2017», НАУ, Київ, 2013 – 2017 рр.; Міжнародній науково-технічній конференції «Втома і термовтома матеріалів і елементів конструкцій», ІПМ ім. Г.С. Писаренко НАНУ, Київ, 2013; XVIII Міжнародному конгресі двигунобудівників, селище Рибаче, АР Крим, 2013; Всесвітніх конгресах «Авіація у ХХІ столітті – Безпека авіації та космічні технології», НАУ, Київ, 2016 – 2018 рр.

Публікації. Основний зміст дисертації викладено у 17 публікаціях, в тому числі в 4 статтях у фахових наукових журналах, 2 у виданнях, що входять в міжнародну наукометричну базу Scopus, 10 публікацій матеріалів доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях і 1 свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір.

Структура і обсяг роботи. Дисертаційна робота складається із вступу, 5 розділів, висновків, списку використаних джерел, додатків. Список використаних джерел містить 129 найменувань. Загальний обсяг роботи становить 173 сторінки, в тому числі 109 сторінок

основного тексту дисертації. В роботі наведено 68 рисунків і 24 таблиці.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У *вступі* обґрунтована актуальність роботи, сформульовані мета і основні задачі дослідження, показано наукову новизну та практичне значення отриманих результатів. Наведено відомості про публікації, апробацію та впровадження дисертаційної роботи.

Перший розділ. У першому розділі представлено аналіз місця проблеми багатоосередкового пошкодження при реалізації сучасних концепцій проектування авіаційних конструкцій. Показано особливу актуальність необхідності прогнозування даного виду пошкодження для літаків, що відпрацювали призначений ресурс, тобто так званого старіючого парку.

Розглянуто основні показники багатоосередкового пошкодження в рамках двох основних сучасних підходів трактування початкової стадії втомного руйнування авіаційних конструкцій: еквівалента початкової якості (equivalent initial quality – EIQ) та часу до утворення тріщини (time to crack initiation – TTCI).

Викладені сучасні уявлення про процес поширення втомних тріщин і можливості прогнозування кінетики росту втомних тріщин з використанням моделей лінійної та нелінійної механіки руйнування. Визначено особливості об'єднання втомних тріщин в заклепкових з'єднаннях авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

Проведено аналіз існуючих підходів до математичного і чисельного моделювання даного виду пошкодження, які створили передумови для створення нової імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження для прогнозування технічного стану авіаційних конструкцій.

За результатами аналізу стану проблеми сформульовано мету і задачі дослідження.

У *другому розділі* було створено та обґрунтовано імовірнісну модель багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій. Критерієм граничного стану прийнято руйнування хоча б однієї перемички в з'єднанні. На основі імовірнісного трактування поточного стану будь якої перемички між сусідніми отворами отримано вирази для показників надійності з'єднання, які дозволяють прогнозувати стан та залишкову міцність конструкції. У якості показників надійності пропонуються:

- функція імовірності настання граничного стану при напрацюванні t :

$$\Omega_*(t) = 2 - F_a^{(n-1)R(t)}(a_*; t) - [1 - G(t)]^{n-1} P_2(t); \quad (1)$$

- функція імовірності безвідмовної роботи з'єднання при напрацюванні t :

$$R(t) = [1 - \Omega_*(t) + \Omega_*(t)P_0(t)]^{n-1}; \quad (2)$$

- функція розподілу ресурсу T заклепкового з'єднання:

$$F_T(T) = 1 - [1 + \eta(T)]e^{-\eta(T)}. \quad (3)$$

де t – напрацювання (час або кількість циклів); n – кількість отворів (заклепок) у ряду з'єднання; a_* – граничний розмір втомної тріщини; $P_0(t) = [1 - F_i(t)]^2$ – імовірність відсутності тріщин в перемичці між сусідніми отворами при напрацюванні t ; $P_1(t) = 2F_i(t)[1 - F_i(t)]$ – імовірність наявності однієї тріщини в перемичці між сусідніми отворами при напрацюванні t ; $P_2(t) = F_i^2(t)$ – імовірність наявності двох тріщин в перемичці між сусідніми отворами при напрацюванні t ; $F_i(t)$ – функція розподілу напрацювання до виникнення тріщини початкової довжини; $F_a(a_*; t)$ – імовірність того, що довжина тріщини в момент напрацювання t не буде перевищувати значення a_* , визначається через $F_a(a; t)$ – функцію розподілу довжини тріщин при напрацюванні t ; $G(t)$ – імовірність об'єднання зустрічних тріщин при напрацюванні t ; T – напрацювання до настання граничного стану (ресурс з'єднання); $\eta(T) = (n-1)[1 - R^{\frac{1}{n-1}}(T)]$ – параметр розподілу ресурсу.

З наведених виразів випливає, що для практичного застосування розробленої моделі необхідно знати три ключові елементи: функцію розподілу числа циклів до утворення тріщини початкового розміру $F_i(t)$, функцію розподілу довжини втомних тріщин при фіксованому напрацюванні $F_a(a; t)$ та імовірність об'єднання тріщин, що ростуть назустріч від сусідніх отворів $G(t)$.

В якості функції розподілу числа циклів до утворення тріщини початкового розміру $F_i(N_0)$ у відповідності до рекомендацій компанії Boeing використано двопараметричний розподіл Вейбула:

$$F_i(N_0) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N_0}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (4)$$

де $F_i(N_0)$ – функція розподілу напрацювання N_0 до виникнення тріщини початкової довжини; α – параметр форми розподілу; β – параметр масштабу розподілу.

Для знаходження функцій $F_a(a;t)$ і $G(t)$ в роботі розроблено математичну модель формування розподілу довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні з врахуванням їх випадкового утворення та випадкової швидкості росту. Показано, що отриманий аналітично розподіл незалежно від напрацювання відповідає ступеневому закону Парето, щільність якого записується у вигляді

$$f(a) = \frac{k a_0^k}{a^{k+1}}, \quad (5)$$

де a – довжина втомної тріщини; a_0 – початковий розмір тріщини; k – параметр розподілу.

З врахуванням того, що довжина тріщин має розподіл Парето (5) аналітично побудовано імовірнісну модель об'єднання зустрічних втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні. Для цього факт об'єднання тріщин представляється як наявність однієї тріщини, що має їх сумарну довжину z . Якщо така довжина буде перевищувати розмір перемички, це означатиме її руйнування. Для знаходження імовірності наявності тріщини з такою довжиною необхідно знайти розподіл суми довжин двох тріщин, що розподіляються за законом Парето (5). Було отримано, що функція $G(z)$ та щільність $g(z)$ шуканого розподілу мають вигляд:

$$G(z) = 1 - \left(\frac{a_0}{z - a_0}\right)^k - \left(\frac{a_0}{z}\right)^k \cdot {}_2F_1\left(-k; k; 1 - k; \frac{a_0}{z}\right) + \left[\frac{a_0^2}{z(z - a_0)}\right]^k \cdot {}_2F_1\left(-k; k; 1 - k; 1 - \frac{a_0}{z}\right) \quad (6)$$

$$g(z) = \frac{2k}{z} \left[\frac{a_0}{z(z - a_0)}\right]^k \cdot \left[(z - a_0)^k \cdot {}_2F_1\left(-k; k; 1 - k; \frac{a_0}{z}\right) - a_0^k \cdot {}_2F_1\left(-k; k; 1 - k; 1 - \frac{a_0}{z}\right)\right] \quad (7)$$

де z – сумарна довжина зустрічних тріщин; ${}_2F_1(*)$ – гіпергеометрична функція.

Дана модель дозволяє обчислити при визначеному напруженні та умовах навантаження імовірність руйнування перемички в заклепковому з'єднанні за рахунок об'єднання двох зустрічних тріщин, які ростуть назустріч з сусідніх отворів.

На основі компіляції розроблених моделей запропонований підхід до чисельної реалізації імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження на прикладі заклепкового з'єднання та показано її застосування для прогнозування ресурсу (3) і визначення надійності (1) і (2) конструкції літака.

Третій розділ присвячений методам і методикам дослідження зародження та зростання множинних втомних тріщин у модельних зразках з багатьма концентраторами напруження.

Виходячи з мети та задач дослідження, матеріалом для виготовлення зразків було обрано плакований алюмінієвий сплав Д16АТ. У процесі випробувань використовувалося п'ятнадцять зразків двох типів: суцільний з отворами (рис. 1а) та з ділянкою трирядного заклепкового з'єднання (рис. 1б).

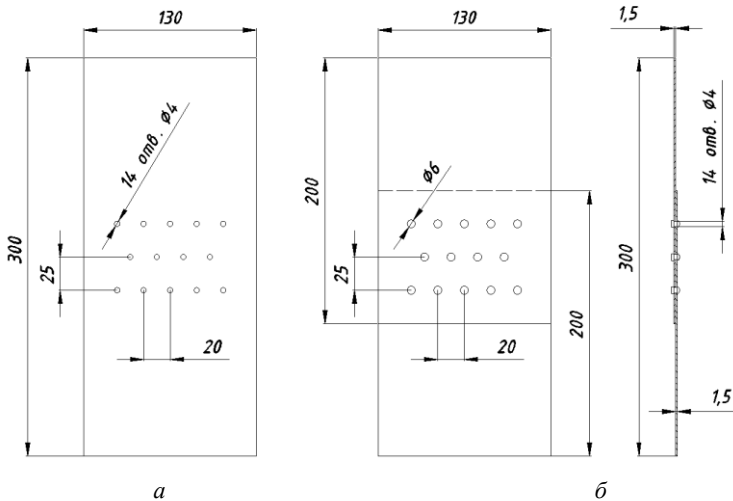


Рис. 1 Типи зразків для випробувань: суцільний (а)
з заклепковим з'єднанням (б)

Розрахунками напружено-деформованого стану обґрунтована рівнозначність напружень біля всіх концентраторів.

Основна за обсягом частина втомних випробувань проводилась на стандартній гідропульсаційній випробувальній машині МУП-20 з циклічним навантаженням зразків з частотою 11,0 Гц при віднульовому циклі зміни напруження. Випробувальна машина проходила метрологічну перевірку, що підтверджено відповідним актом.

Пошкоджуваність зразків досліджувалася при трьох рівнях максимального циклічного напруження: 80, 90 та 110 МПа.

При дослідженні росту втомних тріщин використовувалася нова розроблена методика реєстрації розмірів тріщин за допомогою цифрової фотокамери. Камера на спеціальному штативі закріплювалася безпосередньо на зразку, що дозволило усунути розмитість знімків та робити їх на однаковій фокусній відстані. Використання даної методики дозволило проводити вимірювання довжини тріщин безпосередньо при навантаженні без зупинки експерименту та зняття зразку з установки.

Фотографії поверхні зразків оброблялися за допомогою спеціальної програми "Scale 1.0", що дозволило визначати довжини зафіксованих втомних тріщин при відповідній кількості циклів навантаження.

У *четвертому розділі* представлено результати дослідження зародження та зростання втомних тріщин у модельних зразках з багатьма концентраторами напруження. На основі цих експериментальних результатів отримані всі параметри, які необхідні для практичної реалізації запропонованої моделі (1-3).

Визначено, що зростання втомних тріщин відповідає експоненціальній залежності (рис. 2а, б).

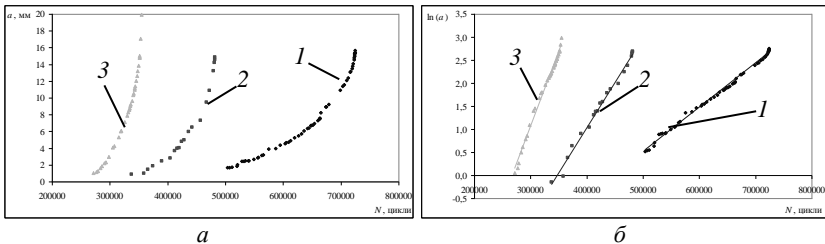


Рис. 2 Залежності довжини тріщин від числа циклів (а) та їх представлення у подвійних логарифмічних координатах (б): 1 – 80 МПа, зразок №008, тріщина №5 ліва; 2 – 90 МПа, зразок №001, тріщина №5 права; 3 – зразок №004, тріщина №1 ліва.

Були проведені дослідження з реєстрації числа циклів навантаження N_0 до виникнення початкових втомних тріщин заданої довжини (1, 1,5, 2 мм). Підтверджено, що циклічне напруцювання до утворення тріщин відповідає розподілу Вейбула (рис. 3). Визначені параметри цього розподілу α і β для всіх випробуваних типів зразків та рівнів навантажень.

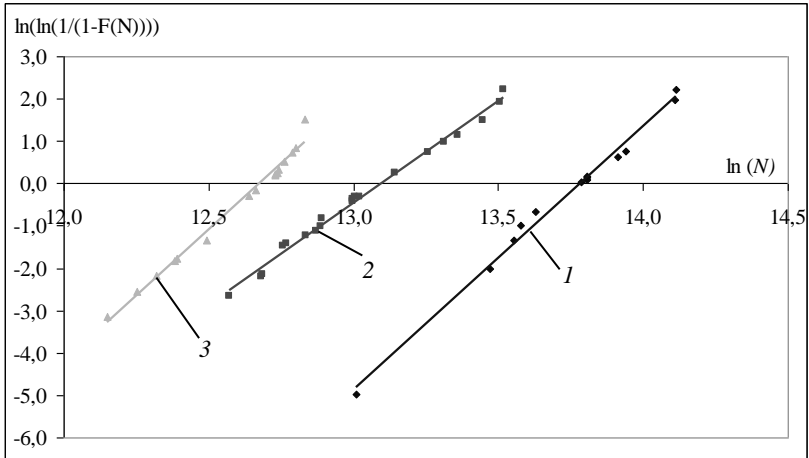


Рис. 3 Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,0 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

На основі експериментальних даних були побудовані розподіли довжини втомних тріщин, що фіксувалися на зразках при різних значеннях циклічного напруцювання. Підтверджено, що дані функції відповідають розподілу Парето. Шляхом обробки результатів досліджень було розраховано параметри цього розподілу при різних рівнях напружень для зразків з отворами та заклепковим з'єднанням (рис. 4).

Виявлено залежність показника ступеня розподілу Парето від напруцювання зразка. Знайдено аналітичні залежності, які описують зміну даного параметру та підтверджено його зменшення перед руйнуванням (рис. 5).

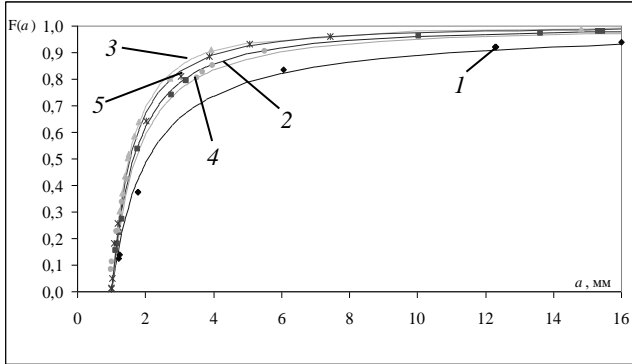


Рис. 4 Експериментальна функція розподілу довжини тріщин (точки) і розподіл Парето (лінії) для напружень: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа; 4 – 90 МПа з заклепкою; 5 – 110 МПа з заклепкою.

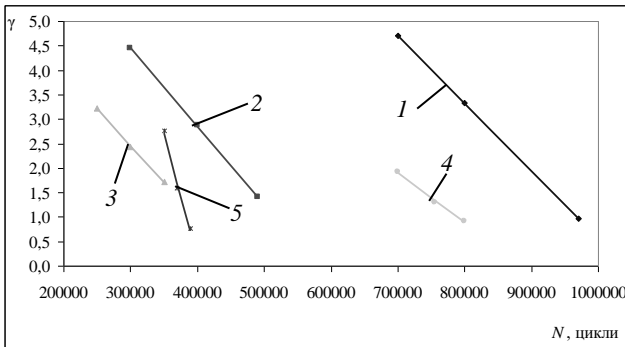


Рис. 5 Залежність показника степеня k в розподілі Парето від напрацювання при напруженнях: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа; 4 – 90 МПа з заклепкою; 5 – 110 МПа з заклепкою.

В результаті проведення теоретичних досліджень і на основі отриманих експериментальних результатів у *п'ятому розділі* запропоновано метод прогнозування ресурсу і визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій. Для його верифікації розроблено методику розрахунку релевантних значень параметрів імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження. За наведеним методом розраховано імовірності руйнування хоча б однієї перемички в з'єднанні $\Omega_*(N)$ (1), функції імовірності безвідмовної роботи

заклепкового з'єднання $R(N)$ (2) та функції розподілу ресурсу $F_T(N)$ (3) експериментальних зразків (рис. 6) та порівняно їх з даними реальних досліджень для всіх рівнів напружень (табл. 1).

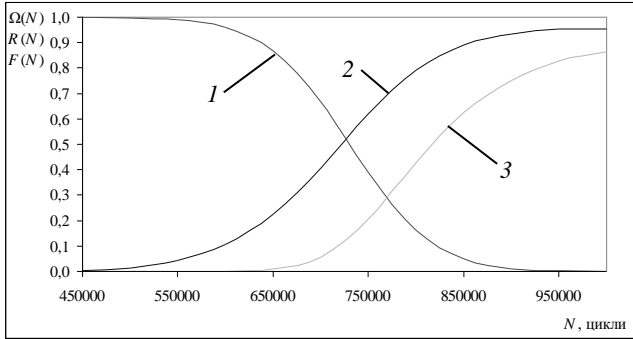


Рис. 6 Зміна показників надійності зразка від числа льотних циклів для напруження 80 МПа: 1 – $R(N)$; 2 – $\Omega_*(N)$; 3 – $F_T(N)$.

Таблиця 1

Порівняння результатів моделювання та експерименту по руйнуванню

σ_{\max} , МПа	$R(N)$	N_p	N_c	Похибка
80	0,0017	950000	1036086	8,3%
90	0,0068	450000	545079	17,4%
110	0,0058	300000	365519	17,9%
90 (заклепка)	0,0003	720000	855910	15,9%
110 (заклепка)	0,0082	360000	412636	12,7%

В таблиці 1 наведено приклад верифікації моделі за допомогою функції імовірності безвідмовної роботи $R(N)$, яка прямує до нуля має прогнозувати руйнування зразка. Відповідні цьому розрахункові напрацювання N_p порівнювалися з експериментальними напрацюваннями до руйнування N_c , і похибка розрахунків для різних рівнів напружень лежала в межах 18%. Подібним способом проведені порівняння за допомогою функцій імовірності руйнування перемички $\Omega_*(N)$ та функції розподілу ресурсу $F_T(N)$ з похибками в межах 14% і 9% відповідно.

Також апробовано прогнозування ресурсу зразків відповідно до зміни показника ступеня розподілу Парето з напрацюванням. В цьому

випадку коли значення параметра розподілу прямувало до 1 це було аналогічно руйнуванню зразка, а до 2 – руйнуванню перемички. Порівняння розрахункового та експериментального напрацювання показало похибку в межах 10% і 15% відповідно. Шляхом порівняння всіх застосованих підходів виявлено, що найбільш точним способом прогнозування ресурсу було використання функції розподілу ресурсу з'єднання та виявлено, що для всіх апробованих методик похибка для зразків із заклепковим з'єднанням завжди йшла в запас міцності зразка.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Головний науковий результат роботи – нове вирішення науково-технічної задачі визначення надійності та ресурсу заклепкових з'єднань панельних авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні. Дана задача вирішена шляхом наукового обґрунтування та розробки нового математичного забезпечення для моделювання процесів утворення та росту втомних тріщин в конструкціях з отворами із алюмінієвого сплаву Д16АТ з врахуванням експериментально встановлених закономірностей.

Проведений комплекс досліджень дозволяє зробити наступні висновки:

1. Розроблено імовірнісну математичну модель багатоосередкового пошкодження і на її основі запропонований новий метод визначення надійності та ресурсу заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій. Показано, що для реалізації даного методу необхідно мати інформацію щодо статистичних розподілів циклічного напрацювання до утворення втомних тріщин та їх довжини, а також щодо імовірності об'єднання сусідніх тріщин в з'єднанні.

2. Розроблено та апробовано оригінальну методику експериментальних досліджень втомного багатоосередкового руйнування модельних зразків з множинними концентраторами та методику автоматизованого визначення довжини тріщин в процесі циклічного навантажування без зупинки експерименту. Це дозволяє отримувати експериментальні дані підвищеної точності одночасно по багатьом тріщинам.

3. На основі аналізу та статистичної обробки результатів експериментальних досліджень підтверджено, що напрацювання до появи втомної тріщини описується двопараметричним розподілом Вейбула. Визначені параметри даного розподілу при різних рівнях

циклічного навантажування та для зразків з множинними отворами і зразків з заклепковим з'єднанням.

4. Теоретично та експериментально обґрунтовано, що статистичний розподіл довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні відповідає закону Парето. Визначено, як змінюються параметри цього розподілу з циклічним напруженням при різних значеннях діючого циклічного напруження.

5. На основі розподілу Парето для довжини тріщин запропонована математична модель об'єднання тріщин, які ростуть на зустріч одна до одної з сусідніх отворів. На основі даної моделі визначена імовірність об'єднання тріщин як функція числа циклів навантажування.

6. Проведено перевірку працездатності розробленого методу шляхом порівняння прогнозованих ресурсів з напруженням до руйнування реальних зразків. Похибка результатів залежить від застосованого підходу і в середньому знаходиться в межах 10-15%. При цьому в більшості випадків вона іде в запас міцності зразка.

7. Результати роботи впроваджено в навчальний процес Національного авіаційного університету та на ДП «АНТОНОВ» у виробництві літаків транспортної категорії для підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання та визначення їх надійності і несучої здатності.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ АВТОРОМ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Статті у фахових виданнях:

1. Краснопольский В.С. Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Н.И. Бурау, В.С. Краснопольский // Вісник Тернопільського Національного технічного університету: спеціальний випуск, 2011. – ч. 2. – с. 136-143.

Здобувачем було проаналізовано підходи, що використовуються для забезпечення міцності авіаційних конструкцій за концепцією Structural Health Monitoring.

2. Краснопольський В.С. Ймовірнісний розподіл довжин втомних тріщин у заклепкових з'єднаннях літака / С.Р. Ігнатович, С.В.

Каран, В.С. Краснопольський // Фізико-хімічна механіка матеріалів, 2013. – Том 49, № 2. – с. 109-116.

Здобувачем здійснено обробку та статистичний аналіз отриманих експериментальних даних.

3. Краснопольський В.С. Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран // Вестник двигателестроения. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2013. – № 2. – сс. 261-264.

Здобувачем виконано опрацювання результатів досліджень та досліджено характер кривих росту тріщин.

4. Krasnopol'skii V.S. Probability Distribution of the Lengths of Fatigue Cracks in Riveted Joints of an Aircraft / S.R. Ignatovich, E.V. Karan, V.S. Krasnopol'skii // Materials Science, 2014. – Vol. 49, No. 2. – pp. 257-263.

Здобувачем досліджувались типи отриманих розподілів довжин втомних тріщин та можливості їх апроксимації.

5. Краснопольський В.С. Вероятностное распределение длины трещин при множественном разрушении / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский // Проблемы прочности, 2017. – № 6. – с. 31-43.

Здобувачем розроблено імовірнісну модель розподілу довжини втомних тріщин при множинному пошкодженні та підтверджено можливість її апроксимації гіперболічними функціями.

6. Krasnopol'skii V.S. Probabilistic distribution of crack length in the case of multiple fracture / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopol'skii // Strength of Materials, 2017. – Vol. 49, N 6. – pp. 760-768.

Здобувачем проведено аналітичне опис закономірностей виникнення та розвитку втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні.

Тези доповідей і матеріали конференцій

1. Краснопольський В.С. Надійність заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому втомному пошкодженні (MSD) / С.Р. Игнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський, Л.А. Хумарян // Матеріали XI Міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2013», – Т.3. – К.: НАУ, 2013. – с. 20.25-20.28.

Здобувачем було проведено аналіз законів розподілу кількості польотних циклів до утворення тріщини початкової довжини та запропоновано величину цього розміру.

2. Краснопольський В.С. Прогнозирование предельного состояния при многоочаговом повреждении (MSD) заклепочных

соединений авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран, // Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций», 28-31 мая, 2013. – Киев: Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАНУ, 2013. – с. 121-123.

Здобувачем розроблено методику прогнозування ресурсу та надійності заклепкових з'єднань при багатоосередковому пошкодженні та проведено чисельну реалізацію запропонованого методу.

3. Краснопольський В.С. Утворення та розповсюдження втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, С.Р. Игнатович, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», ТНТУ ім. Івана Пулюя. – Т.: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя, 2015. – с. 102-105.

Здобувачем розроблено методику ресстрації та вимірювання втомних тріщин та опрацьовано результати експериментальних досліджень.

4. Краснопольський В.С. Імовірнісний розподіл довжин тріщин в заклепкових з'єднаннях авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні / В.С. Краснопольський, С.Р. Игнатович // матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», (Київ, 16-17 квітня 2015), НТУУ КПІ. – К.: НТУУ КПІ, 2015. – с. 83-90.

Здобувачем опрацьовано та проаналізовано сучасні підходи, що використовуються для статистичних оцінок показників багатоосередкового пошкодження у заклепкових з'єднаннях авіаційних конструкцій.

5. Краснопольський В.С. Втомне руйнування алюмінієвого сплаву Д-16АТ в зразках з отворами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали XII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2015», (28-29 квітня 2015), НАУ. – К.: НАУ, 2015. с. 18.15-18.18.

Здобувачем виконано 3D моделювання зразка для оцінки його напружено-деформованого стану та оброблено отримані результати експериментальних досліджень.

6. Krasnopskii V.S. Fatigue cracks growth features in aluminum alloy D16AT / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopskii // Proceedings of the 7-

th Word Congress “Aviation in the XXI-st Century”. Safety in Aviation and Space Technologies. – Kyiv: National Aviation University, 2016. – [електронний ресурс].

Здобувачем досліджувались закономірності виникнення багатоосередкового пошкодження в заклепкових з'єднаннях.

7. Краснопольский В.С. Численное моделирование роста усталостных трещин при многоочаговом повреждении / В.С.Краснопольский, С.Р. Игнатович, А.Д. Кравченко // матеріали XIII Міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2017», (19-21 квітня 2017), НАУ. – К.: НАУ, 2017. – с. 19.1-19.5.

Здобувачем проведено чисельний експеримент по моделюванню розподілу довжини втомних тріщин.

8. Краснопольский В.С. Стохастические закономерности множественного разрушения твердых тел / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, А.Д. Кравченко // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування. Праці V Міжнародної науково-технічної конференції. – Тернопіль: Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя – Вид-во ТНТУ імені Івана Пулюя, 2017. – с. 136-139.

Здобувачем досліджено можливість описати розподіл довжини втомних тріщин за допомогою розподілу Парето.

9. Krasnopol'skii V.S. Crack length distribution model for fatigue damage/ V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, S.S. Yutskevich // матеріали Всесвітнього конгресу «Авіація у XXI столітті» – «Безпека авіації та космічні технології». – НАУ, 2018.

Здобувачем проведено власні експериментальні дослідження, оброблено результати та застосовано розроблену модель для їх опису.

10. Krasnopol'skii V.S. Riveted joints service life prediction in case of multiple site damage using Pareto's distribution / V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, // матеріали XIV Міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2019». – К.: НАУ, 2019. – с. 19.13-19.17.

Здобувачем отримано імовірнісну модель об'єднання зустрічних втомних тріщин у заклепковому з'єднанні та застосовано розроблений метод прогнозування ресурсу та надійності до експериментальних зразків.

Інтелектуальна власність:

1. Краснопольський В.С. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 67244. Комп'ютерна програма «CrackSkinP» / С.Р. Игнатович, О.С. Якушенко, В.С. Краснопольський, 2016.

АНОТАЦІЯ

Краснопольський В.С. Прогнозування граничного стану заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при втомному багатоосередковому пошкодженні. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів». – Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню актуальної задачі – визначення надійності та ресурсу заклепкових з'єднань панельних авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні. Дана задача вирішена шляхом наукового обґрунтування та розробки нового математичного забезпечення для моделювання процесів утворення та росту втомних тріщин в конструкціях з отворами із алюмінієвого сплаву Д16АТ з врахуванням експериментально встановлених закономірностей.

При циклічному навантажуванні конструкцій літаків у заклепкових з'єднаннях утворюються та розповсюджуються тріщини втоми, що може привести до зниження залишкової міцності та раптового розповсюдженого руйнування. Ініціатором такого руйнування може бути багатоосередкове пошкодження (Multiple Site Damage – MSD). MSD – це стан пошкодженої конструкції, що характеризується наявністю в ній множинних втомних тріщин, що одночасно ростуть і взаємодіють. Особливістю даного виду пошкодження є відносно мала довжина тріщини для досягнення граничного стану, за який приймається руйнування хоча б однієї перемички заклепкового з'єднання. Варто зазначити, що проблема є особливо актуальною при оцінці залишкового ресурсу, призначенні періодичності технічних оглядів та прогнозуванні залишкової міцності старіючого парку літаків.

В сучасній практиці для вирішення даної задачі найчастіше використовується математичне моделювання за допомогою чисельного методу Монте-Карло. Однак, незважаючи на широкий спектр статистичних та часових характеристик пошкоженості, які можна отримати даним методом, результати застосування цього підходу істотно залежать від точності застосованих математичних моделей і завжди обмежені набором параметрів, заданих перед початком моделювання, що не відображає вплив на процес розвитку дефектів

основних факторів, таких як випадковий характер зародження та росту втомних тріщин і можливість їх об'єднання.

Тому в даній роботі запропоновано новий метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань, заснований на імовірнісній моделі багатоосередкового пошкодження. Дана модель використовує аналітичні закономірності розвитку тріщин з врахуванням випадкового їх зародження та швидкості росту. Вона включає в себе три ключових елемента, а саме: функцію розподілу напрацювання до появи тріщини початкової довжини, модель стохастичності довжин тріщин при фіксованому напрацюванні та розрахунок імовірності об'єднання зустрічних тріщин у певний момент часу. В роботі отримано всі зазначені моделі та на їх основі запропоновано метод прогнозування ресурсу заклепкових з'єднань, який враховує особливості навантаження конкретної конструкції.

Для перевірки працездатності розробленого методу проведені втомні випробування модельних зразків з багатьма концентраторами напруження для моделювання багатоосередкового пошкодження, в процесі яких для більшої достовірності експерименту та досягнення кращої повторюваності результатів застосовувались методики отримання експериментальних даних по зародженню та розвитку втомних тріщин без зупинки випробувань.

Ключові слова: багатоосередкове пошкодження, заклепкове з'єднання, граничний стан, прогнозування ресурсу, імовірнісна модель, імовірнісний розподіл, об'єднання втомних тріщин.

АННОТАЦІЯ

Краснопольский В.С. Прогнозирование предельного состояния заклёпочных соединений авиационных конструкций при усталостном многоочаговом повреждении. – Квалификационная научная работа на правах рукописи.

Диссертационная работа на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02. «Проектирование, производство и испытания летательных аппаратов». – Национальный авиационный университет, Киев, 2020.

Диссертационная работа посвящена решению актуальной задачи – определения надёжности и ресурса заклёпочных соединений панельных авиационных конструкций при многоочаговом повреждении. Данная задача решена путем научного обоснования и разработки нового математического обеспечения для моделирования процессов образования и роста усталостных трещин в конструкциях с

отверстиями с алюминиевого сплава Д16АТ с учётом экспериментально установленных закономерностей.

При циклическом нагружении конструкций самолетов в заклепочных соединениях образуются и распространяются трещины усталости, что может привести к снижению остаточной прочности и внезапному распространённому разрушению. Инициатором такого разрушения может быть многоочаговое повреждение (Multiple Site Damage – MSD). MSD – это состояние поврежденной конструкции, которое характеризуется наличием в ней множественных усталостных трещин, которые одновременно растут и взаимодействуют. Особенностью данного вида повреждения является относительно малая длина трещины для достижения предельного состояния, за которое принимается разрушение хотя бы одной перемычки заклепочного соединения. Следует отметить, что проблема особенно актуальна при оценке остаточного ресурса, назначении периодичности технических осмотров и прогнозировании остаточной прочности стареющего парка самолетов.

В современной практике для решения данной задачи чаще всего используется математическое моделирование с помощью численного метода Монте-Карло. Однако, несмотря широкий спектр статистических и временных характеристик поврежденности, которые можно получить данным методом, результаты применения этого подхода существенно зависят от точности применяемых математических моделей и всегда ограничены набором параметров, заданных перед началом моделирования, что не отражает влияние на процесс развития дефектов основных факторов, таких как случайный характер зарождения и роста усталостных трещин и возможность их объединения.

Поэтому в данной работе предложен новый метод прогнозирования ресурса и определения надежности заклепочных соединений, основанный на вероятностной модели многоочагового повреждения. Данная модель использует аналитические закономерности развития трещин с учетом случайного их зарождения и скорости роста. Она включает в себя три ключевых элемента, а именно: функцию распределения наработки до появления трещины начальной длины, модель стохастичности длин трещин при фиксированной наработке и расчет вероятности объединения встречных трещин в определенный момент времени. В работе получены все указанные модели и на их основе предложен метод прогнозирования ресурса заклепочных соединений, учитывающий особенности нагружения конкретной конструкции.

Для проверки работоспособности разработанного метода проведены усталостные испытания модельных образцов со многими концентраторами напряжения для моделирования многоочагового повреждения, в процессе которых для большей достоверности эксперимента и достижения лучшей повторяемости результатов применялись методики получения экспериментальных данных по зарождению и развитию усталостных трещин без остановки испытаний.

Ключевые слова: многоочаговое повреждение, заклепочное соединение, предельное состояние, прогнозирование ресурса, вероятностная модель, вероятностное распределение, объединение усталостных трещин.

ABSTRACT

Krasnopol'skii V.S. Boundary state prediction of aviation structures riveted joints in case of multiple site damage. – Manuscript qualification scientific work.

Thesis for the degree of candidate of technical sciences in specialty 05.07.02 "Design, manufacture and testing of aircraft". – National Aviation University, Kyiv, 2020.

The design of modern aviation structures is performed according accepted damage tolerance concept to achieve high cost-effectiveness performance. A key feature of this approach is operation of structure for the longest possible time until degradation of material properties will not threat the safety according strength requirements. This concept, in addition to positive economic effects, also improves the reliability of structure and reduces the number of failures, but its practical implementation faces a number of problems. One of them is prediction of initiation and development of fatigue damage in aircraft structure. The growth of fatigue cracks in the material is the result of defects accumulation and coalescence during operation under the influence of cyclic action of a wide range of damaging factors. It is quite obvious that the longer an aircraft is in operation, the more damage will accumulate its structure and the greater will be probability of failure. The necessity to predict such event, as well as to set up a cost-effective program of periodic inspections and maintenance of aircraft design, creates the problem of the so-called aging fleet.

An aging fleet consists of aircrafts that have been in operation for a long time and have already exhausted their design resource. The question about possibility of further operation for such airplanes is urgent, but such a decision can be made only on the basis of inspections of its structure. The

data of such inspections collected on aging fleet aircrafts, in most cases show the presence of multiple fatigue cracks in structural elements, which is a classic representation of multiple site damage. Especially this type of damage is a major threat to the airworthiness of aging aircraft.

According to the definition in regulatory documents, multiple site damage is a condition of the damaged structure which is characterized by the simultaneous presence of growing and cooperating fatigue cracks in the same structural element that can lead to a decrease in the residual strength of the structure below the allowable level. The main location of this type of damage is the wing and fuselage riveted joints due to large number of stress concentrators arranged in a row. Due to the relatively small distance between the adjacent rivet holes, even the small size of fatigue cracks can lead to their joining and destruction of the riveted joint that threatens to destroy all the structure. Therefore, the decision about extension of airworthiness in this case is entirely dependent on periodical and additional inspections conducted to predict the service life in terms of damage tolerance concept. However, the most effective application of this concept is possible only if there is an adequate mathematical description of the multiple site damage. Due to the large number of random factors and rivet holes in the design of modern aircrafts, it can be done only by applying a probabilistic approach to fatigue crack growth modeling.

In modern practice, mathematical modeling using the Monte Carlo numerical method is used most often to solve this problem. However, despite the wide variety of statistical and time characteristics of damage that can be obtained by this method, the results of this approach depend significantly on the accuracy of the used mathematical models and are always limited by a set of parameters given before the simulation, which does not reflect the impact of main factors on the development of defects, such as the random nature of fatigue crack initiation and growth and the possibility of their coalescence.

Therefore, this paper proposes a new method for life prediction and reliability determination of riveted joints based on the probabilistic model of multiple site damage. This model uses the analytical dependencies of the crack propagation, taking into account their random initiation and growth rate. It includes three key elements: the function of the time distribution before the occurrence of a crack with initial length, the stochastic model of the crack length at a fixed time, and calculation of coalescence probability for counter cracks at a specific time. In the work, all the mentioned models were developed and based on it proposed the method for service life prediction of the riveted joints that takes into account the load of particular structure.

To test the efficiency of the developed method, it was carried out fatigue tests of model specimens with many stress concentrators to simulate multiple site damage in which the methods of experimental data obtaining on the initiation and propagation of fatigue cracks were used for greater reliability of the results. During the test special techniques to obtain experimental data on the initiation and propagation of fatigue cracks without stopping the test were used to increase the reliability of the data and to achieve better repeatability of the results.

The main scientific results are: it is theoretically and experimentally confirmed that the probabilistic distribution of the fatigue cracks length in case of multiple site damage is in accordance with the Pareto's law and based on this, a new mathematical model of the stochastic nature of fatigue cracks length formation was developed, taking into account their random initiation and growth; a probabilistic model of counter fatigue cracks coalescence is developed with the assumption that the length of these cracks conforms to the Pareto's distribution; the mathematical model of multiple site damage has been developed and based on it the method for life prediction and reliability determination of aviation structures riveted joints for multiple site damage is proposed.

The practical significance of the work is the author have obtained analytical dependencies of the resource distribution function, determination of the boundary state probability and probability of riveted joint failure-free operation; the method for the service life prediction and reliability determination of aircraft structure riveted joints in case of multiple site damage has been developed, that allow to prevent the failure of the structure and set a cost-effective inspection period; method for experimental studies of multiple site damage and measuring the length of fatigue cracks in specimens with many concentrators is proposed and tested, that allow to obtain the data of experiments simultaneously on many cracks without stopping the tests, thus increases their accuracy.

The results of the scientific research of the thesis are implemented into the educational process in National Aviation University and main practical results of the work were implemented at ANTONOV Company in the production of transport aircrafts to improve the accuracy of prediction the fatigue cracks initiation and propagation in panels with riveted joints and determine their reliability and load bearing capacity.

Key words: multiple site damage, riveted joint, boundary state, service life prediction, probabilistic model, probabilistic distribution, coalescence of fatigue cracks.