

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Каран Євген Валентинович



УДК 629.735.015.4:620.179.1(042.3)

**ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ З
БАГАТООСЕРЕДКОВИМ ПОШКОДЖЕННЯМ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво
та випробування літальних апаратів

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

КИЇВ – 2016

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі конструкції літальних апаратів факультету літальних апаратів Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України.

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

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Шукаєв Сергій Миколайович,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ,
професор кафедри динаміки та міцності машин і опору
матеріалів

кандидат технічних наук, доцент
Василевський Євген Тимофійович,
Державне підприємство «АНТОНОВ», м. Київ,
начальник конструкторського відділу

Захист відбудеться «___» _____ 2016 р. о 15⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06 Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, проспект Космонавта Комарова, 1, корп.11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитись в бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, проспект Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розісланий «___» _____ 2016 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06,
кандидат технічних наук, с.н.с.



О.Ю. Корчук

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Проблеми забезпечення цілісності повітряних суден (ПС) при проектуванні і збереження їх льотної придатності в експлуатації є актуальною з урахуванням тенденції до збільшення ресурсів авіаційних конструкцій (АК). Зростаючий парк літаків з великим нальотом (старіючий парк) особливо схильний до прояву деградаційних процесів (втоми і корозії) та являє собою особливу категорію авіаційної техніки (АТ), для обслуговування та відновлення якої необхідні спеціальні підходи.

В авіації проблема втомного ресурсу ПС пов'язана з урахуванням процесів накопичення втомних пошкоджень і попередженням руйнуванню конструкцій від втомних тріщин. З 1988 року після втомного руйнування обшивки фюзеляжу літака Boeing 737-200, яке відбулось уздовж ряду заклепкового з'єднання через наявність великої кількості втомних тріщин біля отворів під заклепки, набула актуальності проблема багатоосередкового пошкодження (multiple site damage – MSD). Суть проблеми полягає в тому, що залишкова міцність конструкції з наявністю великої кількості концентраторів напруги (отвори під заклепки) визначається не довжиною одиначної, ізольованої тріщини, а залежить від сукупності відносно невеликих за розмірами дефектів. В даний час у світовій практиці заходів щодо збереження льотної придатності ПС старіючого парку за критеріями втомної міцності позначилися основні напрямки вирішення проблеми MSD. Одним з таких напрямків є розробка методів прогнозування напрацювання до руйнування конструкцій з заклепковими з'єднаннями з урахуванням процесів утворення, поширення та об'єднання втомних тріщин. Як правило, такі задачі вирішуються із застосуванням числового моделювання методом Монте-Карло. При цьому в основу тої чи іншої моделі явища багатоосередкової пошкоджуваності покладаються різні моделі основних проявів втомного руйнування – процесів утворення і росту втомних тріщин в заклепкових з'єднаннях. Ці моделі повинні бути адаптовані до конкретних конструкційних матеріалів. На теперішній час відсутній здатний до практичної реалізації метод числового моделювання багатоосередкової пошкоджуваності в конструкціях з алюмінієвого сплаву Д16АТ.

Таким чином, актуальність дисертації полягає в тому, що вирішено актуальне в науковому та практичному плані завдання прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій із алюмінієвого сплаву Д16АТ з заклепковими з'єднаннями при багатоосередковому пошкодженні.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. В основу дисертації покладені результати експериментальних і теоретичних досліджень, отриманих здобувачем при роботі над держбюджетними темами: № 666-ДБ10 «Прогнозування граничного стану елементів авіаційних конструкцій за параметрами деформаційного рельєфу поверхневого шару», (№ держреєстрації 0110U000219), термін виконання: 2010 - 2012 рр.; № 861-ДБ13 «Метод моніторингу вироблення ресурсу повітряних суден з використанням інструментальних засобів контролю втомного пошкодження», (№ держреєстрації 0113U000080), строк

виконання 2007 - 2009 рр., Які виконувалися згідно тематичними планами НДР Міністерства освіти і науки України.

Мета і завдання дослідження. Метою дослідження є наукове обґрунтування та розробка методу прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій на основі числового моделювання багатоосередкованого пошкодження заклепкових з'єднань методом Монте-Карло.

Для досягнення поставленої мети в роботі були вирішені наступні завдання:

1. Розробити методику циклічних випробувань плоских зразків з множинними концентраторами напруження у вигляді отворів.

2. Розробити методику безперервної реєстрації і вимірювання розмірів втомних тріщин на зразку в процесі його навантаження.

3. Провести експериментальні дослідження на втому зразків з множинними концентраторами і модельних зразків із заклепковими з'єднаннями внапуск і отримати дані про опір алюмінієвого сплаву Д16АТ багатоосередковому пошкодженню.

4. На підставі експериментальних досліджень визначити статистичний розподіл і числові характеристики циклічного напруження до утворення втомних тріщин в випробовуваних зразках залежно від діючого напруження, визначити вплив заклепкового з'єднання на втомну міцність зразків з множинними концентраторами.

5. На підставі експериментальних досліджень побудувати узагальнену кінетичну діаграму втомного руйнування для алюмінієвого сплаву Д16АТ. Визначити коефіцієнти рівняння Періса для втомних тріщин в зразках, що випробувались.

6. На підставі отриманих експериментальних даних по кінетиці росту втомних тріщин встановити взаємозв'язок між коефіцієнтами C та m рівняння Періса і визначити статистичні показники для значень даних коефіцієнтів.

7. Розробити емпіричну модель кінетики росту втомних тріщин, яка базується на модифікованому рівнянні Періса і описує випадковий ріст тріщин в алюмінієвих сплавах.

8. На підставі отриманих експериментальних даних розробити математичну модель, відповідне алгоритмічне та програмне забезпечення для числового моделювання багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій із алюмінієвих сплавів.

9. Провести перевірку і оцінку точності розробленого методу прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій на основі числового моделювання багатоосередкованого пошкодження заклепкових з'єднань.

Об'єктом дослідження є процес множинного втомного пошкодження авіаційних конструкцій із заклепковими з'єднаннями.

Предметом дослідження є характеристики утворення та росту втомних тріщин в елементах обшивки літальних апаратів з отворами під заклепки.

Методи дослідження. Проведені в роботі дослідження базуються на методах механіки втомного руйнування, числового моделювання, механіки тріщин, фізичних основ оптичної мікроскопії, методах математичної статистики і

регресійного аналізу, методах неруйнівного контролю та обробки зображень. При експериментальних дослідженнях використовувалися методи проведення випробувань на втому і цифрової фотозйомки. При проведенні вимірювань та обробки даних використовувалися методи автоматичного управління, програмування, комп'ютерних технологій.

Наукова новизна отриманих результатів.

У дисертації вперше отримані такі наукові результати:

1. Експериментально встановлена лінійна залежність між коефіцієнтами рівняння Періса у напівлогарифмічних координатах для сплаву Д16АТ, яка узгоджується з аналогічними даними для зарубіжних авіаційних алюмінієвих сплавів.

2. Теоретично обґрунтовано та експериментально підтверджено, що при лінійній залежності між коефіцієнтами рівняння Періса кінетичні діаграми втомного руйнування для сукупності тріщин перетинаються в одній точці (точці фокусу). Висунуто припущення, що координати точки фокусу є загальними для різних типів матеріалів (алюмінієвих сплавів, сталей і т.п.). Визначено координати точки фокусу для алюмінієвих сплавів на підставі власних досліджень, а також для сталей на підставі даних із літературних джерел.

3. Вперше запропонована емпірична модель кінетики росту втомних тріщин, яка базується на модифікованому рівнянні Періса. Дана модель може застосовуватися для статистичного опису кінетики росту втомних тріщин в різних матеріалах, зокрема, в сталях і алюмінієвих сплавах.

4. Розроблено та апробовано новий метод прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій на основі проведення числового експерименту при багатоосередковому пошкодженні заклепкових з'єднань з врахуванням експериментально встановлених закономірностей утворення і росту втомних тріщин в алюмінієвому сплаві Д16АТ.

Практична цінність і реалізація результатів роботи.

1. Розроблене методичне забезпечення експериментальних досліджень утворення та росту втомних тріщин в плоских зразках з множинними концентраторами і із заклепковими з'єднаннями обшивки літаків, що дозволяє отримувати дані про поведінку досить великої кількості тріщин на одному зразку безпосередньо в процесі циклічного навантаження без зупинки експерименту.

2. Розроблена емпірична модель кінетики росту втомних тріщин, яка базується на модифікованому рівнянні Періса і дозволяє моделювати випадковий ріст тріщин в залежності від статистичного розподілу тільки одного параметру – показника степеня m . Дана модель може використовуватися при вирішенні практично важливих задач прогнозування випадкового росту втомних тріщин в конструкціях із алюмінієвих сплавів.

3. Розроблена комп'ютерна модель на основі методу Монте-Карло, відповідне алгоритмічне, програмне та методичне забезпечення, що дозволяє ефективно проводити числовий експеримент з моделювання багатоосередкового пошкодження авіаційних конструкцій із заданими параметрами заклепкових з'єднань. Це

дозволить оперативно отримувати адекватну інформацію про граничний стан конструкцій і визначати їх ресурсні характеристики.

Результати дисертаційної роботи, а саме: експериментальні дані по кінетиці росту втомних тріщин з отворів під заклепки в зразках із алюмінієвого сплаву Д16АТ і методика числового експерименту багатоосередкового пошкодження впроваджені на ДП «АНТОНОВ» і використовуються при оцінці залишкової міцності елементів конструкцій з багатоосередковим втомним пошкодженням – «Акт про впровадження результатів дисертаційної роботи», ДП «АНТОНОВ», від 16.11.2015 р.

Результати експериментальних досліджень багатоосередкового пошкодження алюмінієвих сплавів і методика прогнозування ресурсу при багатоосередковому пошкодженні заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій використовуються в навчальному процесі кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету при читанні курсу лекцій з дисципліни «Ресурс і довговічність авіаційної техніки».

Особистий внесок здобувача. В одержанні наукових і практичних результатів, які викладені в дисертаційній роботі, внесок здобувача полягає в самостійному виконанні теоретичної та експериментальної частин роботи, а також інтерпретації отриманих результатів. Автором самостійно отримані основні положення, які винесені на захист: метод прогнозування граничного стану елементів АК з багатоосередковим пошкодженням, залежності між параметрами кінетичної діаграми втомного руйнування C і m , вплив заклепки на характеристики втомної довговічності, методики реєстрації та виміру багатьох тріщин які виникли при навантаженні алюмінієвих зразків з множинними отворами.

У дослідженнях, представлених у публікаціях у співавторстві, здобувачем виконані:

- розробка методики реєстрації та виміру довжин тріщин [1-3,13,15] і проведені експериментальні дослідження [6,8-9,12];
- втомні випробування з безперервним моніторингом втомних тріщин у зразках з отворами і зразках з заклепками [7,14,16];
- розробка моделі числового експерименту [4-5] для прогнозування граничного стану АК з багатоосередковим пошкодженням [10,19];
- дослідження з визначення залежності між коефіцієнтами C і m рівняння Періса [11,20];
- дослідження впливу заклепкового з'єднання на втомну довговічність сплаву Д16АТ [11,17-18].

З робіт, виконаних у співавторстві, в дисертації наведені тільки ті результати, які були отримані особисто здобувачем.

Апробація результатів дисертації.

Основні положення і результати роботи були представлені на:

- Науково-технічних конференціях студентів та молодих вчених «Високі технології», м. Київ, 2010, 2012 рр.;

- XI, XII Міжнародних науково-практичних конференціях студентів та молодих вчених «ПОЛІТ», м. Київ, 2011, 2012 рр.;
- Міжнародній Науково-технічній конференції «Втома і термовтома матеріалів та елементів конструкцій», м. Київ, 2013 р.;
- XVIII Міжнародному конгресі двигунобудівників, Харків-Рибаче, 2013р.;
- IX, XI, XII Міжнародних науково-технічних конференціях «АВІА-2009», «АВІА-2013», «АВІА-2015», м. Київ, 2009, 2013, 2015 рр.;
- Міжнародній конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», м. Тернопіль, 2015 р.;
- в цілому робота доповідалась на розширеному засіданні кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету, м. Київ, 2015 р.

Публікації.

За темою дисертації опубліковано 20 наукових працях, серед яких 9 публікацій у фахових виданнях, 3 у виданнях, що входять до міжнародної наукометричної бази даних SCOPUS та 8 публікацій матеріалів доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях.

Структура та обсяг дисертації.

Дисертація складається зі вступу, 4 розділів, висновків, списку використаних джерел та додатку. Список використаних джерел становить 116 найменування. Загальний обсяг дисертації становить 138 сторінок, у тому числі основного тексту дисертації 106 сторінок. Всього в роботі 61 рисунок, 23 таблиці і 1 додаток.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі наведена загальна характеристика роботи, обґрунтована актуальність теми дисертації, сформульовано мету і завдання дослідження, наукову новизну і практичну значимість отриманих результатів. Наведені дані про впровадження результатів роботи, її апробації та публікації.

Перший розділ присвячений аналізу методів визначення ресурсу АК, результатам сучасних досліджень багатоосередкового втомного пошкодження АК із заклепковими з'єднаннями, визначенню основних ресурсних характеристик.

Ресурс АК із заклепковими з'єднаннями визначається часом до утворення втомних тріщин та швидкістю їх росту (ШРТ). При великій кількості джерел руйнування (отворів під заклепки) напрацювання до утворення втомних тріщин є випадковою величиною. Також випадковою величиною є ШРТ. Таким чином, ресурсні характеристики заклепкових з'єднань АК повинні представлятися у ймовірнісному аспекті, а для їх визначення можуть застосовуватися методи числового моделювання.

Існуючі підходи до числового моделювання багатоосередкового втомного пошкодження базуються на моделях, в яких закладається ймовірнісні характеристики двох основних факторів пошкодження – утворення початкових втомних тріщин та їх випадкового росту. Ці характеристики звичайно отримуються на основі експериментальних досліджень на втому спеціальних зразків з множинними концентраторами напружень у вигляді отворів під заклепки. Аналіз

літературних джерел показав, що в існуючих моделях використовуються не завжди коректні припущення щодо ймовірного трактування втомного руйнування, а також відмічено доволі обмежений обсяг експериментальних даних щодо втомної тріщиностійкості конструкційних алюмінієвих сплавів та впливу заклепок на опір багатоосередковому втомному руйнуванню.

Описані підходи для прогнозування напрацювання до утворення втомних тріщин в АК з багатьма отворами. Показано, що у закордонній практиці це напрацювання (time to crack initiation – ТТСІ), що вимірюється числом циклів навантажування N_0 (польотних циклів) до появи тріщин початкового розміру 1,27 мм (0,05"), прийнято характеризувати розподілом Вейбулла:

$$F(N_0) = 1 - \exp\left(-\frac{N_0}{\beta}\right)^\alpha, \quad (1)$$

де $F(N_0)$ – функція розподілу напрацювання N_0 ; α – параметр форми; β – масштабний коефіцієнт. При цьому значення коефіцієнту β відповідає проектному ресурсу літака, а величина параметру α нормується у залежності від відповідальності конструкції та виду її експлуатаційного навантажування.

При моделюванні росту втомних тріщин, як правило, використовується регресійне кінетичне рівняння Періса, яке описує залежність ШРТ від коефіцієнту інтенсивності напружень (КІН) у циклі на лінійній ділянці кінетичної діаграми втомного руйнування:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m, \quad (2)$$

де a – довжина тріщини; N – число циклів навантаження; $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$ – розмах КІН у циклі; C і m – коефіцієнти, які залежать від матеріалу.

Проаналізовані підходи до моделювання випадкового росту тріщин на основі використання рівняння (2). Показано, що при цьому використовуються різні припущення щодо коефіцієнтів C і m . В деяких підходах приймається, що один з них є випадковою величиною, а інший – детермінована величина, є моделі, де використовується припущення, що обидва коефіцієнти – випадкові величини з конкретними законами розподілу.

У розділі розглянуті існуючі підходи до визначення КІН в плоских зразках з отворами, а також загальні аспекти втомного руйнування, які викладені у відомих роботах Т.Р. Гюрні, А.Я. Красовського, О.П. Осташа, В.В. Панасюка, П. Періса, Л.А. Сосновського, К. Танаки, В.Т. Трошенка, Ф. Ердогана та ін.

Аналіз наведених матеріалів дозволив сформулювати задачі дослідження, вирішення яких веде до досягнення мети дисертаційного дослідження і описано у наступних розділах.

Другий розділ містить опис розробленого методу і методик дослідження багатоосередкового втомного пошкодження на зразках, що імітують елементи заклепкових з'єднань АК.

Виходячи з мети та задач дослідження, матеріалом для виготовлення зразків та конструктивних елементів літака було обрано авіаційний алюмінієвий сплав Д16АТ. В процесі проведення лабораторних досліджень випробувалися два типи зразків, які виготовлялися із листів промислового виробництва товщиною 1,5 мм. Перший тип – це суцільний зразок із 14 отворами під заклепку діаметром 4 мм, що розташовуються у три ряди (рис. 1а). Другий тип зразку виготовлявся з двох частин, які з'єднувалися 14-а заклепками, розташованими також у три ряди (рис. 1б). Довжина, ширина та розташування отворів і заклепок для двох типів зразків були однакові. Другий тип зразку може вважатися модельним для конструкції з заклепковим з'єднанням.

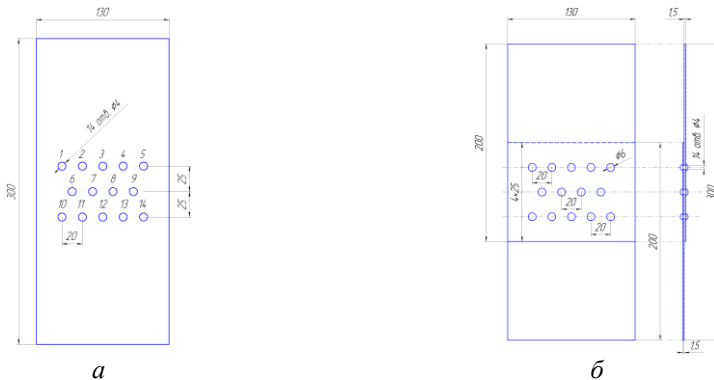


Рис. 1. Зразки для випробувань: а – суцільний зразок з отворами під заклепку; б – заклепкове з'єднання, яке моделює фрагмент обшивки ЛА

Методом скінченних елементів визначався напружено-деформівний стан біля отворів при розтягу зразків, і було доведено, що ділянки біля усіх отворів є рівно напруженими, а також показано, що відсутній взаємний вплив зон концентрації напружень біля отворів.

Для навантажування двох типів зразків використовувалась випробувальна машина промислового виробництва МУП-20. Навантажування проводилось з частотою 11 Гц при трьох рівнях максимального напруження в циклі: 80, 100 і 120 МПа з коефіцієнтом асиметрії циклу $R=0$. Для кожного рівня напруження було досліджено по три зразки першого типу і по одному зразку другого типу.

Для дослідження багатоосередкової пошкоджуваності зразків була розроблена оригінальна методика, використання якої дозволило фіксувати наявність втомних тріщин біля кожного отвору і реєструвати їх поведінку в процесі навантажування без зупинки випробувальної машини. Згідно цієї методики реєстрація тріщин здійснювалася цифровою камерою *Logitech QuickCam E3500*, яка встановлювалася на спеціально розробленому штативі і мала змогу переміщуватися на ньому до кожного отвору чи заклепки. Штатив закріплювався на зразку і коливався разом з ним. Це забезпечувало отримання чітких знімків з однаковою фокусною відстанню.

Цифрові знімки у часі погоджувалися з циклічним напрацюванням і, таким чином, відображають динаміку росту тріщин. По знімкам, які оброблялися за допомогою спеціальної комп'ютерної програми *Scale 1.0*, визначалась довжина тріщини на момент виконання фотографії.

Для визначення КІН для різноманітних конфігурацій наскрізних тріщин в пластині використовується вираз

$$\Delta K = Y \Delta \sigma \sqrt{\pi a}, \quad (3)$$

де a – довжина тріщини; $\Delta \sigma$ – розмах напруження в циклі; Y – коефіцієнт геометричної корекції, який залежить від співвідношення довжини тріщини a і радіусу отвору r :

$$Y = 1 + 2,36 \cdot \exp \left[-2,08 \cdot \left(\frac{a}{r} \right) \right].$$

В процесі обробки експериментальних даних враховувалось те, що вздовж перерізу у ряду отворів за рахунок наявності втомних тріщин відбувається перерозподіл напруження.

Третій розділ відображає результати експериментальних досліджень багатоосередкового втомного пошкодження зразків з отворами і із заклепковим з'єднанням.

В результаті статистичної обробки отриманих експериментальних даних отримано, що розподіл числа циклів до утворення тріщин в зразках з множинними отворами для усіх режимів циклічного навантажування в основному відповідає розподілу Вейбулла (1). Значення параметрів розподілу приведені у табл. 1.

Таблиця 1.

Параметри розподілу числа циклів N_0 до утворення втомних тріщин

σ_{\max} , МПа	Середнє значення N_0	Дисперсія N_0	α	β
80	271390	$2,6690 \cdot 10^8$	6,12418	402745
100	229575	$1,9007 \cdot 10^9$	6,13281	338119
120	149725	$4,7144 \cdot 10^8$	8,19795	217238

Вплив заклепок в з'єднанні вивчався шляхом порівняння тривалості стадій багатоосередкового пошкодження двох типів зразків – стадії до утворення початкової втомної тріщини, стадії росту тріщин і стадії до повного руйнування зразків.

За результатами експериментальних досліджень встановлено, що зразки із заклепковим з'єднанням на основних стадіях багатоосередкової пошкоджуваності мають більший опір втомному руйнуванню на всіх режимах навантаження. При цьому, позитивний ефект заклепкового з'єднання збільшується із зростанням максимального напруження в циклі.

Стадія росту втомних тріщин є визначальною при багатоосередковому пошкодженні. Для числового моделювання цієї стадії необхідно мати інформацію

про кінетику росту тріщин, яка характеризується кінетичними діаграмами втомного руйнування (КДВР).

За результатами експериментальних досліджень зростання втомних тріщин в зразках з отворами і зразках із заклепковим з'єднанням були побудовані відповідні КДВР для усіх тріщин, що реєструвалися при заданих рівнях напружень в циклі (рис. 2). На КДВР присутні три характерні ділянки ШРТ – низьких (I), середніх (II) і високих швидкостей (III).

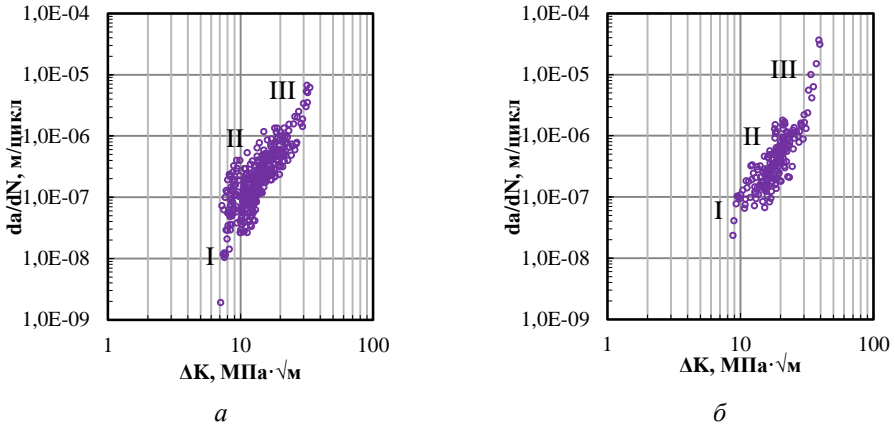


Рис. 2. Кінетичні діаграми втомного руйнування для зразків з отворами (а) і із заклепками (б)

При лінійній апроксимації ділянки II, що відповідає стабільним значенням ШРТ, були отримані значення коефіцієнтів регресійного рівняння (2) також коефіцієнти кореляції R^2 при апроксимації (табл. 2).

Таблиця 2.

Значення коефіцієнтів m і C при лінійній апроксимації ділянки II КДВР сплаву Д16АТ для зразків з отворами і із заклепковим з'єднанням

Коефіцієнти	Зразок з отворами	Зразок із заклепковим з'єднанням
C	$1,2246 \cdot 10^{-10}$	$1,4207 \cdot 10^{-10}$
m	2,8081	2,7222
R^2	0,6767	0,6667

Не зважаючи на природній розкид значень коефіцієнтів m і C , при представленні експериментальних точок в напівлогарифмічних координатах ці параметри для зразків з отворами і з заклепковим з'єднанням є взаємозалежними і апроксимуються прямою лінійною (коефіцієнт кореляції $R^2 = 0,9745$) (рис. 3). Рівняння регресійної залежності між коефіцієнтами C і m має вигляд

$$\lg C = -6,7466 - 1,0882m. \quad (4)$$

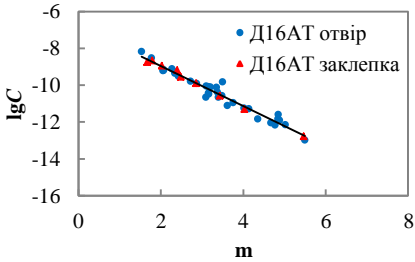


Рис. 3. Залежність між коефіцієнтами m і C для тріщин у зразках з множинними отворами і із заклепковим з'єднанням (сплав Д16АТ)

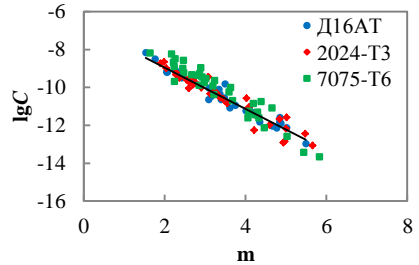


Рис. 4. Залежність між коефіцієнтами m і C для тріщин в алюмінієвих сплавах Д16АТ, 2024-Т3 і 7075-Т6

Четвертий розділ присвячений аналізу отриманих експериментальних даних та побудові моделі числового експерименту багатоосередкової пошкоджуваності на основі отриманих закономірностей виникнення та росту атомних тріщин.

Аналіз літературних джерел показав, що лінійна регресія між коефіцієнтами рівняння Періса m і C у напівлогарифмічних координатах:

$$\lg C = q - pm, \quad (5)$$

має місце і для інших матеріалів, наприклад для сталей. Відмінність полягає в значенні коефіцієнтів p і q залежності (5). Для алюмінієвих сплавів ці коефіцієнти отримані із експерименту (див. (4)), а для різних типів сталей – з літературних джерел: $q = -5,3481$ і $p = 2,9526$.

Результати з кінетики росту втомних тріщин, що були отримані у роботі для сплаву Д16АТ, зіставлялися з аналогічними експериментальними даними для закордонних алюмінієвих сплавів, що використовуються у авіабудуванні – для сплаву 2024-Т3, близького за складом до Д16АТ, і для сплаву 7075-Т6, близького за складом до В95. Дані для цих сплавів бралися із літературних джерел. Отримано, що як і для сплаву Д16АТ значення коефіцієнтів m і C рівняння Періса апроксимуються лінійною залежністю (5), причому точки для усіх сплавів групуються навколо загальної лінійної залежності з коефіцієнтом кореляції $R^2 = 0,964$ (рис. 4). Для алюмінієвих сплавів $q = -6,5994$ і $p = 1,1043$.

Наявність залежності (5) між коефіцієнтами m і C рівняння Періса свідчить про те, що КДВР для окремих тріщин повинні перетинатися в одній точці. Цю точку пропонується називати точкою фокусу. Експериментальні дані, що отримані у роботі, підтверджують наявність перетину КДВР у загальній точці (рис. 5).

Слід зазначити, що наявність перетину КДВР для різних тріщин експериментально також було встановлено для різних типів сталей. У закордонній літературі цю точку перетину називають точкою Гюрні.

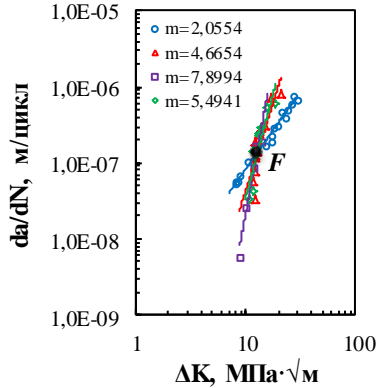


Рис. 5. Точка фокусу для кінетичних діаграм втомного руйнування алюмінієвого сплаву Д16АТ при різних значеннях m

Показано, що координати точки фокусу $(\lg K_f; \lg V_f)$ визначаються через коефіцієнти рівняння (5):

$$\lg K_f = p; \quad \lg V_f = q,$$

причому, як витікає з отриманих результатів, ці координати не пов'язані з конкретним матеріалом, а є загальними для певних класів матеріалів. Висунуто припущення, що для алюмінієвих сплавів $K_f = 13,94 \text{ МПа}\cdot\text{м}^{1/2}$; $V_f = 3,4618 \cdot 10^{-7} \text{ м/цикл}$, а для сталей $K_f = 896,6 \text{ МПа}\cdot\text{м}^{1/2}$; $V_f = 4,4864 \cdot 10^{-6} \text{ м/цикл}$.

Рівняння Періса (2) з урахуванням лінійної залежності між коефіцієнтами m і C , можна записати з врахуванням координат точки фокусу у вигляді

$$\frac{da}{dN} = 10^q \left(10^{-p} \Delta K\right)^m = V_f \left(\frac{\Delta K}{K_f}\right)^m, \quad (6)$$

Модифіковане рівняння Періса (6) по суті є емпіричною моделлю кінетики росту втомних тріщин. Цю кінетичну модель можна використовувати для моделювання випадкового їх росту. При цьому значення параметрів K_f і V_f приймаються у якості постійних не випадкових величин для певного класу матеріалів, а випадковою величиною вважається значення коефіцієнта m .

На базі проведених експериментальних досліджень кінетики росту тріщин в алюмінієвому сплаві Д16АТ, а також з використанням наявних даних із літературних джерел щодо коефіцієнтів рівняння Періса для сплавів 2024-T3 і 7075-T6 (загальний обсяг вибірки становив 96) встановлено, що для цих алюмінієвих сплавів статистичний розподіл коефіцієнта m описується логарифмічно нормальним законом (рис. 6) з математичним очікуванням $\mu[m]=3,5685$ і середнім квадратичним відхиленням $\sigma[m]=1,2101$.

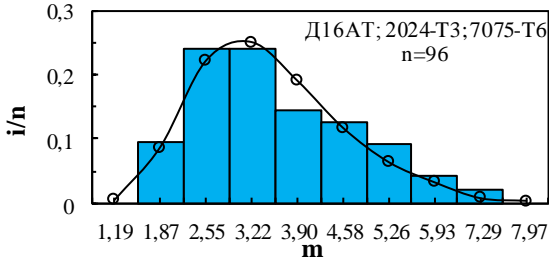


Рис. 6. Узагальнена гістограма (стовпчики) і щільність (лінія) розподілу коефіцієнта m для алюмінієвих сплавів Д16АТ, 2024-Т3 і 7075-Т6

Для числового моделювання багатоосередкового пошкодження методом Монте-Карло розроблена математична модель, яка відтворює основні процеси втомного руйнування заклепкового з'єднання – утворення та росту втомних тріщин, а також об'єднання зустрічних тріщин, що ростуть з сусідніх отворів. Для комп'ютерної реалізації даної моделі була розроблена спеціальна комп'ютерна програма *CrackSkinP*.

У якості вихідних параметрів моделі задаються наступні геометричні параметри заклепкового з'єднання, що моделюється: кількість отворів, діаметр отворів та відстань між центрами отворів. Задається значення діючого напруження в циклі.

Моделювання першого етапу втомного пошкодження – напрацювання N_0 до утворення біля отворів тріщин початкового розміру a_0 ($a_0 = 1,27$ мм) здійснюється у відповідності до рівняння (1):

$$N_0 = \beta \cdot \left[\ln \frac{1}{1 - F(N_0)} \right]^{1/\alpha}.$$

В моделі використовуються значення параметрів розподілу α і β , які були визначені експериментальним шляхом, а значення функції розподілу $F(N_0)$ задаються генератором випадкових чисел.

Для тріщин, які утворилися, реалізується числове моделювання їх випадкового росту. Для цього використовується отримана в роботі модель кінетики росту тріщин (6). Рішенням цього рівняння є залежність довжини тріщини від числа циклів навантажування N у вигляді

$$a(N) = \left[a_0^{\frac{m-2}{2}} - \frac{2V_f}{m-2} \left(\frac{\sqrt{\pi} Y \Delta \sigma}{K_f} \right)^m (N - N_0) \right]^{\frac{2}{m-2}},$$

де значення координат точки фокусу фіксовані і відповідають визначеним у роботі для алюмінієвих сплавів ($K_f = 13,94$ МПа·м^{1/2}; $V_f = 3,4618 \cdot 10^{-7}$ м/цикл), а значення випадкової величини коефіцієнту m генеруються у відповідності до

логарифмічно нормального розподілу з урахуванням визначених у роботі числових характеристик $\mu[m]$ і $\sigma[m]$.

Граничний стан конструкції задається як руйнування хоча б однієї перемички між заклепками. В моделі передбачено, що руйнування перемички може відбутися двома способами – за рахунок зростання однієї тріщини або шляхом об'єднання двох зустрічних тріщин, що ростуть із сусідніх отворів. У другому випадку граничний стан реалізується при дотику зон пластичної деформації біля кінчиків обох тріщин.

Результати комп'ютерного моделювання багатоосередкового пошкодження відображаються у вигляді поля точок в координатах числа циклів до утворення тріщин N_0 – числа циклів до руйнування перемички $N_{руйнув.}$ (рис. 7).

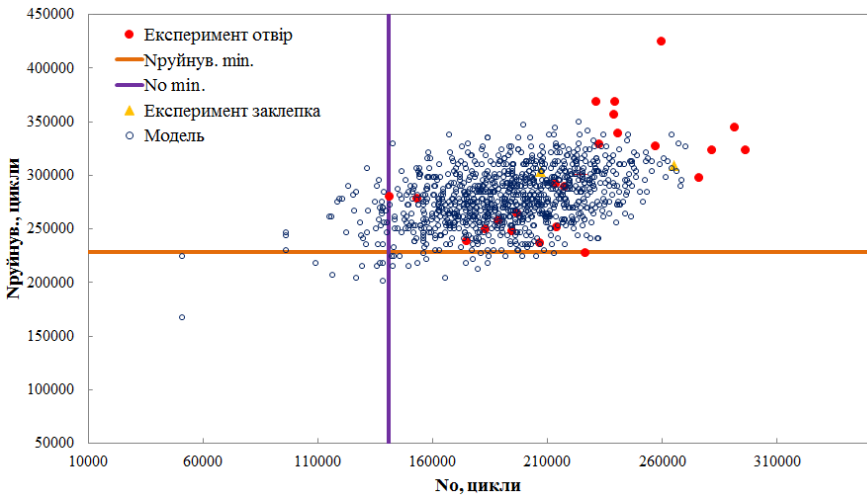


Рис. 7. Результати числового моделювання (10^3 сценаріїв) багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання (сині точки) і експериментальні дані для зразків з отворами (червоні точки) і зразків із заклепковим з'єднанням (жовті точки). Максимальне напруження циклу $\sigma_{\max} = 100$ МПа

Зіставлення даних числового моделювання з даними проведених експериментальних досліджень свідчить про їх задовільну відповідність (рис. 7).

Оцінку точності числового експерименту можна визначити ймовірністю комп'ютерного прогнозування мінімального напрацювання до утворення початкової тріщини N_0 і ймовірністю комп'ютерного прогнозування мінімального напрацювання до граничного стану $N_{руйнув.}$. Для цього на полі точок (рис. 7) визначаються мінімальні значення N_0^{\min} і $N_{руйнув.}^{\min}$, що були отримані в

лабораторному експерименті, і через які проводяться лінії (для N_0^{\min} – вертикальна лінія і для $N_{руйнув.}^{\min}$ – горизонтальна). Кількість точок числового експерименту, які попадають в область правіше вертикальної лінії і вище горизонтальної, віднесена до загальної кількості точок (сценаріїв) числового експерименту, характеризують ймовірність прогнозу, відповідно, N_0 і $N_{руйнув.}$.

Значення ймовірностей прогнозування параметрів N_0 і $N_{руйнув.}$ (точності прогнозування) за результатами числового експерименту для трьох рівнів максимального напруження в циклі наведені в табл. 3.

Таблиця 3.

Показники точності прогнозування напрацювання до утворення тріщини і руйнування перемички числового експерименту

Максимальне напруження циклу σ_{\max} , МПа	80	100	120
Ймовірність прогнозування мінімального значення напрацювання до утворення втомної тріщини N_0	0,980	0,964	0,912
Ймовірність прогнозування мінімального значення напрацювання до руйнування перемички між отворами $N_{руйнув.}$	0,968	0,961	0,917

Максимальна точність прогнозування має місце при $\sigma_{\max}=80$ МПа (ймовірність хибного прогнозу дорівнює 2% для N_0 і 3,2% для $N_{руйнув.}$), а мінімальна точність – при $\sigma_{\max}=120$ МПа (ймовірність хибного прогнозу 8,8% для N_0 і 8,3% для $N_{руйнув.}$).

Таким чином, можна вважати, що точність числового експерименту багатоосередкованого пошкодження є достатньо високою.

ВИСНОВКИ

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

Проведені дослідження дозволяють зробити наступні висновки.

1. Розроблено та апробовано комплекс оригінальних методик експериментальних досліджень утворення та росту втомних тріщин в плоских зразках, що моделюють заклепкове з'єднання обшивки літаків. Розроблене методичне забезпечення дозволяє отримувати дані про поведінку досить великої

кількості тріщин на одному зразку безпосередньо в процесі циклічного навантаження без зупинки експерименту.

2. Встановлено, що число циклів до утворення втомних тріщин в випробовуваних зразках описується законом розподілу Вейбулла. Визначено параметри даного розподілу для зразків з множинними отворами і зразків з заклепковим з'єднанням.

3. Показано, що заклепкові з'єднання підвищує опір багатоосередковому пошкодженню алюмінієвого сплаву Д16АТ. Напрацювання до утворення тріщин у заклепкових з'єднаннях на 10% більше, ніж за відсутності заклепок. Тривалість стадії росту тріщин в заклепкових з'єднаннях в розглянутому діапазоні напружень збільшується на 45...55% в порівнянні з вільними отворами.

4. Отримано кінетичну діаграму втомного руйнування алюмінієвого сплаву Д16АТ і показано, що коефіцієнти рівняння Періса у широкому діапазоні значень в напівлогарифмічних координатах лінійно взаємозалежні. Дана лінійна залежність є спільною для зразків зі сплаву Д16АТ з отворами і зразків з заклепковими з'єднаннями, а також узгоджується з аналогічними даними для зарубіжних авіаційних алюмінієвих сплавів 2024-Т3 і 7075-Т6, що наведені у літературних джерелах.

5. На підставі лінійної залежності між коефіцієнтами рівняння Періса теоретично обґрунтовано та експериментально підтверджено, що кінетичні діаграми втомного руйнування для окремих тріщин перетинаються в одній точці, названої точкою фокусу. Висунуто припущення, що координати точки фокусу є загальними для різних типів матеріалів (алюмінієвих сплавів, сталей і т.п.). Визначено координати точки фокусу для алюмінієвих сплавів, сталей.

6. Запропоновано нову емпіричну модель кінетики росту втомних тріщин, яка базується на модифікованому рівнянні Періса і дозволяє моделювати випадковий ріст тріщин в залежності від статистичного розподілу коефіцієнта m . Встановлено, що для алюмінієвих сплавів статистичний розподіл коефіцієнта m модифікованого рівняння Періса описується логарифмічно нормальним законом. Отримано основні числові характеристики даного розподілу.

7. Обґрунтовано вихідні положення, вхідні і вихідні параметри, а також розроблені алгоритмічне та програмне забезпечення математичної моделі для проведення числового експерименту багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань на основі методу Монте-Карло. Розроблено методіку проведення числового експерименту.

8. Проведено числовий експеримент багатоосередкового пошкодження зразків з множинними отворами і із заклепковими з'єднаннями. Порівняння результатів лабораторних випробувань і числового експерименту показало задовільний збіг даних. Похибка прогнозування значень числа циклів до руйнування при числовому експерименті становить (2...8,8)%, а прогнозування значень числа циклів до утворення тріщин – (3,2...8,3)%.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ
ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ

1. Каран Є. В. Оптичний контроль накопиченого втомного пошкодження / М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, Є. В. Каран // Вісник НАУ. – 2009. – № 2(39). – С. 48–51.
2. Каран Є. В. Зразок-свідок втомного пошкодження авіаційних конструкцій / О. Ю. Корчук, М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, Є. В. Каран // Вісник інженерної академії України. – 2009. – № 3-4. – С. 219–224.
3. Каран Є. В. Візуальна ідентифікація деформаційного рельєфу й оцінка накопиченого втомного пошкодження / М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, Є. В. Каран // Наукоємні технології. – 2009. – № 1. – С. 13–15.
4. Каран Є. В. Ймовірнісний розподіл довжин втомних тріщин у заклепованих з'єднаннях літака / С. Р. Ігнатович, Є. В. Каран, В. С. Краснополський // Фізико-хімічна механіка матеріалів. – 2013. – Том 49, № 2. – С. 109-116.
5. Karan E. V. 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. – P. 257–263.
6. Каран Е. В. Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснополский // Вестник двигателестроения. – 2013. – № 2. – С. 261–264.
7. Каран Є. В. Методика дослідження множинного втомного пошкодження зразків з отворами / Є. В. Каран // Наукоємні технології. – 2014. – №1 (21). – С. 105–109.
8. Каран Е. В. Скорость роста усталостных трещин в алюминиевых сплавах Д16АТ, 2024-Т3 и 7075-Т6 / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали ІV міжнародної науково-технічної конференції. (Тернопіль 21-24 вересня 2015 року) / МОН України, ТНТУ ім. Івана Пулюя – Тернопіль: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя. – 2015. – С. 27–30.
9. Каран Е. В. Образование и распространение усталостных трещин в образцах с множественными концентраторами / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснополский, Д. Г. Шкуратов, И. И. Швиднюк // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали ІV міжнародної науково-технічної конференції. (Тернопіль 21-24 вересня 2015 року) / МОН України, ТНТУ ім. Івана Пулюя – Тернопіль: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя. – 2015. – С. 102–105.
10. Каран Е. В. Численное моделирование многоочагового усталостного повреждения образцов из алюминиевого сплава Д16АТ / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, А. С. Якушенко // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали ІV міжнародної науково-технічної конференції. (Тернопіль 21-24 вересня 2015 року) / МОН України, ТНТУ ім. Івана Пулюя – Тернопіль: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя. – 2015. – С. 125–128.

11. Каран Е. В. Кинетика роста усталостных трещин в образцах алюминиевого сплава Д16АТ с множественными концентраторами / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран // Проблемы прочности. – 2015. – № 4. – С. 91–101.

12. Karan E. V. Fatigue Crack Growth Kinetics in D16AT Aluminum Alloy Specimens with Multiple Stress Concentrators / S. R. Ignatovich, E. V. Karan // Strength of Materials. – 2015. – Vol. 47, No. 4. – P. 586-594.

13. Каран Є. В. Методика поперечної оцінки критичних зон конструкції при натурних випробуваннях / Т. П. Маслак, Є. В. Каран, Д. М. Костенюк // АВІА-2009: ІХ Міжнародна науково-технічна конференція, 21-23 вересня 2009 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту. “НАУ-друк”, 2009. – Т. 2. – С. 17.37-17.40.

14. Каран Є. В. Застосування методу кінцевих елементів в задачах моніторингу втомного пошкодження авіаційних конструкцій / Є. В. Каран, Д. М. Костенюк // Наукоємні технології: науково-технічна конференція студентів та молодих учених, 15-19 листопада 2010 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту. “НАУ-друк”, 2011. – С. 71.

15. Каран Е. В. Датчик усталости авиационных конструкций / Е. В. Каран // ПОЛІТ: ХІ міжнародна науково-практична конференція студентів та молодих учених, 6-7 квітня 2011 р.: тези доп. – К., 2011. – Т. 2. – С. 114.

16. Каран Є. В. Особливості прояву багатоосередкового пошкодження в авіаційних конструкціях / Є. В. Каран // ПОЛІТ: ХІІ міжнародна науково-практична конференція студентів та молодих учених, 4-5 квітня 2012 р.: тези доп. – К., 2012. – Т. 2. – С. 108.

17. Каран Е. В. Прогнозирование предельного состояния при многоочаговом повреждении заклёпочных соединений авиационных конструкций / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран, В. С. Краснополяский // Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций Тезисы докладов международной Научно-технической конференции Киев, Украина, 28-31 мая 2013. - С. 121-123.

18. Каран Є. В. Надійність заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому втомному пошкодженні / С. Р. Ігнатович, Є. В. Каран, В. С. Краснополяський, Л. А. Хумарян // АВІА-2013: ХІ Міжнародна науково-технічна конференція, 21-23 травня 2013 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту. “НАУ-друк”, 2013. – Т. 3. – С. 20.25-20.28.

19. Каран Є. В. Чисельне моделювання багатоосередкового втомного пошкодження заклепкового з'єднання методом Монте-Карло / С. Р. Ігнатович, Є. В. Каран, О. С. Якушенко // АВІА-2015: ХІІ Міжнародна науково-технічна конференція, 28-29 квітня 2015 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту. “НАУ-друк”, 2015. – Т. 1. – С. 18.1-18.5.

20. Каран Е. В. Коэффициенты уравнения Пэриса для описания роста усталостных трещин в сплаве Д16АТ / С. Р. Игнатович, Е. В. Каран // АВІА-2015: ХІІ Міжнародна науково-технічна конференція, 28-29 квітня 2015 р.: тези доп. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту. “НАУ-друк”, 2015. – Т. 1. – С. 18.5-18.8.

Каран Є.В. «Прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій з багатоосередковим пошкодженням» – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – проектування, виробництво та випробовування літальних апаратів. – Національний авіаційний університет, м. Київ, 2016.

Дисертація присвячена розробці методу прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій з багатоосередковим пошкодженням на основі числового моделювання методом Монте-Карло.

Багатоосередкове пошкодження авіаційних конструкцій проявляється, як правило, в рядах заклепкових з'єднань і характеризується утворенням втомних тріщин біля отворів під заклепки, їх поширенням уздовж з'єднання і об'єднанням тріщин, що ростуть назустріч одна одній з сусідніх отворів. Проблема MSD особливо актуальна при оцінці працездатності, призначенні періодичності оглядів і прогнозуванні залишкової міцності старіючого парку літаків.

Розроблено методику циклічних випробувань плоских зразків з множинними концентраторами напруження у вигляді отворів та методику безперервної ресстрації і вимірювання розмірів втомних тріщин на зразку в процесі його навантаження. Визначено коефіцієнти рівняння Періса для втомних тріщин в випробуваних зразках та встановлено взаємозв'язок між коефіцієнтами C і m рівняння Періса і визначено статистичні показники для значень даних коефіцієнтів.

Розроблено емпіричну модель кінетики росту втомних тріщин, яка базується на модифікованому рівнянні Періса і описує випадковий ріст тріщин в алюмінієвих сплавах. На підставі отриманих експериментальних даних розроблено математичну модель, відповідне алгоритмічне та програмне забезпечення для числового моделювання багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій із алюмінієвих сплавів.

Проведено перевірку і оцінку точності розробленого методу прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій на основі числового моделювання багатоосередкованого пошкодження заклепкових з'єднань.

Метод прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій з багатоосередковим пошкодженням дозволяє визначити граничний стан конструкцій із алюмінієвого сплаву застосовуючи один випадковий коефіцієнт m .

Ключові слова: багатоосередкове пошкодження (MSD); утворення втомних тріщин; кінетика росту втомних тріщин; коефіцієнти рівняння Періса; об'єднання втомних тріщин; числове моделювання; ресурс заклепкового з'єднання.

АННОТАЦІЯ

Каран Е.В. «Прогнозирование ресурса авиационных конструкций с многоочаговым повреждением» – Рукопись.

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 – проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов. – Национальный авиационный университет, г. Киев, 2016.

Диссертация посвящена разработке метода прогнозирования ресурса авиационных конструкций с многоочаговым повреждением на основе численного моделирования методом Монте-Карло.

Многоочаговое повреждение авиационных конструкций проявляется, как правило, в рядах заклёпочных соединений и характеризуется образованием усталостных трещин у отверстий под заклёпки, их распространением вдоль соединения, а также объединением трещин, растущих навстречу друг другу из соседних отверстий. Проблема многоочагового повреждения особенно актуальна при оценке работоспособности, назначении периодичности осмотров и прогнозировании остаточной прочности стареющего парка самолётов.

Случайная природа многоочагового повреждения обусловлена стохастическим рассеянием времени до образования трещин в заклёпочном соединении, случайным характером их распространения и объединения. Большинство из этих факторов учитывается при численном моделировании данного вида повреждения методом Монте-Карло. Для реализации численного эксперимента необходимо располагать математическими моделями процессов образования и роста усталостных трещин, числовые характеристики которых можно получить только экспериментальным путём. Результатом численного эксперимента являются статистические оценки ресурсных показателей конструкции.

Разработана методика циклических испытаний плоских образцов с множественными концентраторами напряжения в виде отверстий и методика непрерывной регистрации и измерения размеров усталостных трещин на образце в процессе его нагружения. Проведены экспериментальные исследования на усталость образцов с множественными концентраторами и модельных образцов с заклёпочным соединением внахлёт, получены данные о сопротивлении алюминиевого сплава Д16АТ многоочаговому повреждению. На основании экспериментальных исследований определены статистическое распределение и числовые характеристики циклической наработки до образования усталостных трещин в испытуемых образцах в зависимости от действующего напряжения. Определено влияние заклёпочных соединений на усталостную прочность образцов с множественными концентраторами. На основании экспериментальных исследований получены обобщённые кинетические диаграммы усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ для образцов с отверстиями и с заклёпочным соединением. Определены коэффициенты C и m уравнения Пэриса для усталостных трещин в испытуемых образцах и установлена взаимосвязь между данными коэффициентами. Определены статистические показатели для распределения значений коэффициента m .

Разработана эмпирическая модель кинетики роста усталостных трещин, которая базируется на модифицированном уравнении Пэриса и с использованием которой можно моделировать случайный рост трещины в алюминиевых сплавах. На основании полученных экспериментальных данных разработано соответствующее алгоритмическое и программное обеспечение для численного моделирования

многоочагового повреждения заклёпочных соединений авиационных конструкций из алюминиевых сплавов.

Проведена проверка работоспособности и оценка точности разработанного метода прогнозирования ресурса при многоочаговом повреждении авиационных конструкций.

Ключевые слова: многоочаговое повреждение (MSD) образование усталостных трещин; кинетика роста усталостных трещин; коэффициенты уравнения Париса; объединение усталостных трещин; численное моделирование; ресурс заклёпочных соединений.

ABSTRACT

Karan E.V. «Prediction service life of aviation constructions with multiple-site damage» – Manuscript.

Thesis for the scientific degree of Candidate of Technical science on the specialty 05.07.02 – design, manufacturing and testing of aircraft. – National aviation university, Kyiv, 2016.

The thesis is devoted to development of the method prediction service life of aviation constructions with multiple-site damage based on numerical simulation Monte-Carlo.

Multiple-site damage to aircraft structures manifested usually in the rivet rows and is characterized by the formation of fatigue cracks at the riveted holes, spread them along the connection and union cracks that grow towards each other from adjacent holes. MSD problem is particularly relevant when assessing performance, frequency of assignment reviews and predicting the residual strength of an aging fleet.

The method of cyclical testing of flat specimens with multiple stress concentrators in the form of holes and method of continuous recording and measurement of the fatigue cracks on the sample in the process of loading. A coefficients equation Paris for fatigue cracks in the tested samples and found the relationship between the coefficients C and m Paris equation and defined statistical indicators for data values of coefficients.

Developed an empirical model of the kinetics of fatigue crack based on modified Paris equation and describes the random growth of cracks in aluminum alloys. Based on experimental data, mathematical model, appropriate algorithms and software for numerical simulation multiple-site damage of the lap-joint aircraft structures from aluminum alloys.

An inspection and assessment of the accuracy of the developed method of forecasting resource aircraft structures based on numerical simulation multiple-site damage of the lap-joint resource.

The method of the prediction service life of aircraft structures with multiple-site damage to determine damage limit state designs from aluminum alloy using a random coefficient m .

Keywords: multiple-site damage (MSD); the formation of fatigue cracks; kinetics of fatigue cracks; Paris equation coefficients; association of fatigue cracks; numerical modeling; riveted lap-joint resource.