

УДК 620.179.1

М.В. КАРУСКЕВИЧ, О.Ю. КОРЧУК, Т.П. МАСЛАК, В.М. ПАНТЕЛЕСЬ*Національний авіаційний університет, Київ, Україна***СТРУКТУРНА ПОШКОДЖУВАНІСТЬ І РУЙНУВАННЯ
ЗРАЗКІВ-СВІДКІВ ВТОМНОГО ПОШКОДЖЕННЯ**

Проведено порівняльний аналіз існуючих конструкцій сенсорів втомного пошкодження. Визначено геометрію нового зразка-свідка з ефектом помноження деформації і урахуванням можливості його встановлення на навантаженому елементі конструкції літака. Розглянуто методики контролю стану поверхні зразків-свідків. Експериментально доведено, що запропонована конструкція забезпечує передачу деформації від конструктивного елементу до зразка-свідка, що призводить до формування і еволюції на поверхні зразка-свідка деформаційного рельєфу в процесі циклічного навантажування і руйнування. Показано, що для кількісної оцінки деформаційного рельєфу може бути застосовано комп'ютеризований оптичний метод дослідження деформаційного рельєфу з використанням апарату фрактальної геометрії.

зразок-свідок, втомне пошкодження, оптичний контроль, деформаційний рельєф, фрактальна геометрія

Постановка задачі

На сьогодні запропоновано ряд способів і пристроїв для оцінки втомного пошкодження по зміні фізичних характеристик матеріалу в результаті дії перемінних механічних навантажень. Діагностичними параметрами можуть бути: електричний опір, магнітна проникність, показники внутрішнього тертя в матеріалі та ін. [1]. Проте, загальним характерним недоліком цих методів є відсутність повної ідентичності процесів накопичення втомних пошкоджень. Оцінка ж втомного пошкодження по параметрах стану таких датчиків може бути одержана лише при наявності обширних експериментальних даних по втомі конкретного матеріалу. Основні види індикаторів втомного пошкодження: а) лінійний суматор втомних відносних пошкоджень; б) автоматичний лічильник навантажування; в) зразки-свідки; г) параметричні індикатори.

Лінійний суматор втомних відносних пошкоджень (ЛСП) представляє собою систему реєстрації процесу зміни перевантаження в центрі тяжіння або деформації в якому-небудь силовому елементі і обчислення на цій основі лінійної суми відносних пошкоджень Σ^m/N_i .

Автоматичний лічильник навантажування заснований на наступному: на достатньо довгій стрічці закріплено ряд фольгових зразків – чутливих елементів, які по черзі, за допомогою спеціального механізму, закріплюються на силовому елементі і піддаються деформаціям, пропорційним деформаціям силового елементу.

Основна ідея використання зразків-свідків полягає в тому, що їх втомні характеристики (сімейство втомних кривих) співпадають з характеристиками силового елементу. Розрізняють два види зразків-свідків: індикатори і еквівалентні зразки.

Індикатори представляють собою пластинки матеріалу з концентратором. Збігу втомних кривих індикатора і силового елемента добиваються вибором відповідних геометричних розмірів концентратора.

Індикатори наклеюються на силовий елемент і навантажуються разом з ним під час нормальної експлуатації літака. Так як втомні криві індикатора і відповідного перерізу крила співпадають, то спостереження довговічності n індикаторів розглядаються як спостереження довговічності n крил.

Еквівалентні зразки представляють собою чи фрагменти конструкції, чи зразки, виготовлені з си-

лових елементів літака, який уже знаходився на протязі деякого часу в експлуатації.

Параметричні індикатори втоми вимірюють певні фізичні параметри матеріалу, які змінюються по мірі накопичення втомних пошкоджень.

Найбільш успішним є використання індикаторів втоми, завданням яких є моделювання цілком визначених процесів руйнування. Так, у роботі [2] реалізовано спосіб вивчення параметрів опору матеріалу росту втомних тріщин за допомогою індикатору росту втомних тріщин (IPT). IPT складається з чутливого елемента і системи його кріплення до елемента конструкції, що досліджується. Чутливий елемент в польоті навантажується зусиллями, пропорційним зусиллям в конструкції, що досліджується. Контролюємим параметром є швидкість зростання попередньо ініційованої однієї чи декількох втомних тріщин в чутливому елементі.

Авторами [3] запропоновано спосіб визначення швидкості розвитку пошкоджень в конструкції. Під час експлуатації конструкції періодично оглядають зразок-свідок і встановлюють залежність швидкості розвитку в ньому пошкоджень від тривалості експлуатації конструкції.

Датчики, принцип дії яких базується на реєстрації зміни електроопору чутливих елементів, виконуються у вигляді тензорезисторів, які наклеюються у небезпечних зонах конструкцій, що інспектуються. Матеріалом тензометричних датчиків втоми можуть бути константан, потрійний сплав вісмуту, телуру і сурми, ніхром, а також матеріал, з якого виготовлена деталь конструкції [4].

В деяких випадках, коли чутливість датчиків недостатня, вони встановлюються на підсилювачах деформації [5].

Ряд пристроїв для визначення накопичених пошкоджень конструкцій засновано на використанні чутливих елементів, які руйнуються в процесі експлуатації конструкції [6].

Розроблені також датчики з колірною індикацією спеціальних плівок [7] і датчики з оптично прозорого матеріалу [8], які дозволяють спостерігати оптичні зображення, що виникають при деформуванні.

Стан поверхні несе інформацію про втомне пошкодження металу. Ця ідея є ключовою в способах моніторингу втомного пошкодження, які розроблюються в Національному авіаційному університеті.

Дослідження еволюції смуг ковзання на монокристалах дозволило запропонувати монокристалічний індикатор втомного пошкодження [9], а по результатах спостереження деформаційного рельєфу полікристалічного алюмінієвого плакуючого шару було розроблено спосіб прогнозування залишкового ресурсу елементів авіаційних конструкцій [10].

В роботі [11] було представлено результати дослідження деформаційного рельєфу методами оптичної і електронної мікроскопії, експериментальні дані про еволюцію запропонованого параметру пошкодження в процесі циклічного навантаження.

Дослідження поверхневих дефектних структур останнього часу показали, що для їх кількісного опису можуть ефективно застосовуватися методи фрактальної геометрії. Так, в [12] розглянуто еволюцію фрактальної розмірності деформаційного рельєфу в процесі циклічного навантаження і порівняння отриманих даних з еволюцією параметру D .

Аналіз умов навантажування сучасних літаків вказує на те, що рівень напружень в елементах конструкцій не завжди відповідає тим, що забезпечують формування смуг ковзання і відповідного деформаційного рельєфу, як в монокристалічних сенсорах, так і на поверхні плакуючого шару. Крім того, плаковані чистим алюмінієм конструкційні сплави використовуються, в основному, для виготовлення обшивки фюзеляжу. Таким чином, значна кількість відповідальних елементів конструкції потребує використання додаткових заходів при діагно-

стиці накопиченого втомного пошкодження. Ці заходи можуть базуватися або на підвищенні чутливості індикаторів втомного пошкодження, або на застосуванні спеціальних пристроїв – підсилювачів деформації.

Результати дослідження

В рамках представленого дослідження розроблено конструкцію зразка-свідка, в якому перерозподіл деформацій обумовлений різницею жорсткостей перерізів при такій загальній деформації зразка, яка відповідає деформації елемента конструкції. Диференціація жорсткості досягається обранням необхідних площин перерізів.

На рис. 1. показана схема зразка-свідка, який було встановлено на конструктивний елемент, виготовлений з листового алюмінієвого сплаву Д16АТ.

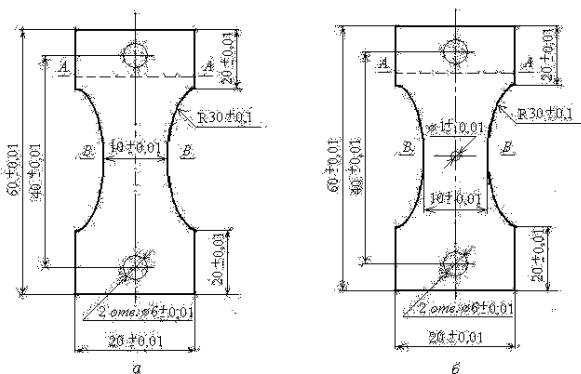


Рис. 1. Зразок-свідок втомного пошкодження з ефектом помноження деформації:
а – без додаткового концентратора напружень;
б – з концентратором напружень у вигляді отвору

Локальне підвищення деформації може бути досягнуто використанням концентраторів напружень, зокрема, отворів, в робочій частині зразка-свідка. Питання про спосіб кріплення сигналізаторів є одним з найбільш складних при розробці методики застосування сигналізаторів.

Попередні експерименти показали, що використання клеєгвинтового кріплення забезпечує рівняння деформацій сигналізатора і основного елемента і стабільні умови передачі зусиль від основ-

ного елемента на сигналізатор в процесі динамічних умов навантаження.

За результатами попередніх випробувань було обрано клей на основі епіпоксилата. Клеї зазначеного типу широко використовуються при тензометруванні авіаційних конструкцій з метою визначення фактичних значень експлуатаційних навантажень.

Для визначення місця розташування зразка-свідка використано попередній досвід розробки відповідних пристроїв. В роботі [2] було показано, що індикатори втомного пошкодження на літаках Ан-24 і Ан-26 можуть бути встановлені в зоні заднього лонжерона і закріплюватись за допомогою болтів по отворах кріплення до лонжерону нижньої технологічної панелі.

З метою одержання високої якості обробки поверхні після попередньої механічної обробки (шліфування плюс полірування), запобігання наклепу поверхні, усунення візуальних ознак пошкодження не деформаційного походження, було застосовано електрохімічне полірування.

Випробування елементів конструкції з встановленими зразками свідками проводились при максимальному напруженні циклу навантаження 120,0 МПа, мінімальному – близькому до нуля. Такий режим навантаження є близьким до умов навантаження лонжерону крила сучасного регіонального літака.

Наявність ефекту підсилення деформації і концентратору напружень визначає випереджаючий темп накопичення пошкодження і руйнування в області концентратору напружень зразку-свідка, формування і еволюцію деформаційного рельєфу плакуючого шару в зоні концентрації напружень, формування і ріст втомної тріщини.

За результатами випробувань побудовано графіки залежностей: $N_{p.k.e.} = f(N_{m.z.c.})$ (рис. 2) та $N_{p.k.e.} = f(N_{p.z.c.})$ (рис. 3).

Як видно з наведених графіків, існує тісний кореляційний зв'язок між довговічністю конструктив-

ного елементу, на якому встановлено зразок-свідок, і характеристиками втоми зразка-свідка, а саме, кількістю циклів навантажування до формування тріщини в зразку-свідку і кількістю циклів до його руйнування. Таким чином, стан зразку-свідку є індикатором накопиченого втомного пошкодження конструктивного елементу.

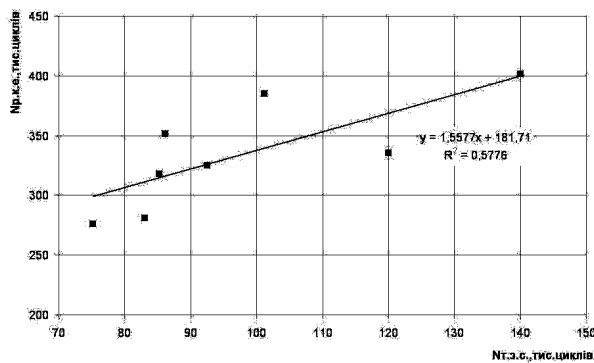


Рис. 2. Зв'язок кількості циклів навантажування до руйнування конструктивного елементу з кількістю циклів до формування втомної тріщини в зразку-свідку

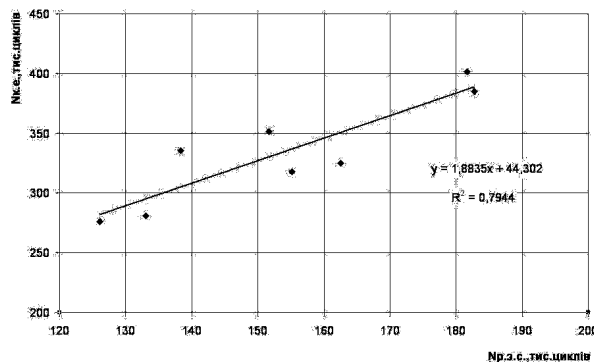


Рис. 3. Зв'язок кількості циклів навантажування до руйнування конструктивного елементу з кількістю циклів до руйнування зразка-свідка

Зазначені параметри визначають досягнення певних дискретних станів індикатору пошкодження, які корелюють зі станом конструкції в цілому.

Для оцінки накопиченого втомного пошкодження в будь-який момент випробувань або експлуатації повинні бути застосовані параметри пошкодження, які змінюються монотонно в процесі всього навантажування.

Такими діагностичними параметрами є параметр пошкодження D , який визначається шляхом авто-

матизованої кількісної оцінки інтенсивності деформаційного рельєфу поблизу концентратора напружень і фрактальні розмірності деформаційного рельєфу.

В представленому дослідженні втомні випробування конструктивних елементів з встановленими на них зразками-свідками супроводжувались моніторингом деформаційного рельєфу з моніторингом параметру пошкодження D .

На графіках (рис. 4) представлено результати моніторингу параметру пошкодження D , отриманих при спостереженні за станом зразків-свідків, встановлених на конструктивних елементах.

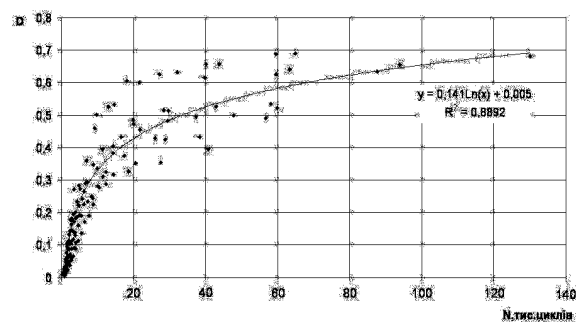


Рис. 4. Зміна параметру пошкодження D зразків-свідків в процесі циклічного навантажування конструктивного елементу:
 $\sigma = 120,0$ МПа (зразки 1-8)

Можливість спостереження втомних тріщин визначає наявність додаткового діагностичного параметра накопиченого втомного пошкодження. Таким параметром є довжина тріщини, яка може контролюватися тими ж засобами. Як приклад, наведено діаграму росту тріщини зразка-свідка (рис. 5).

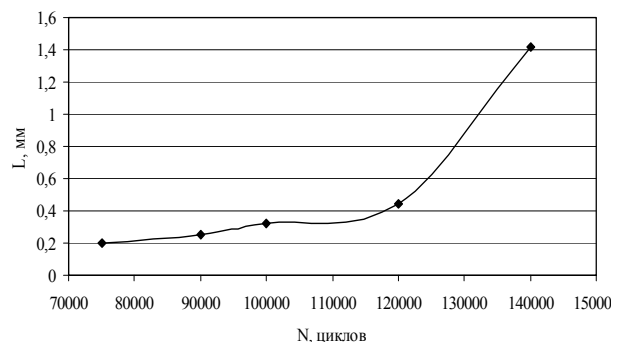


Рис. 5. Результати моніторингу втомної тріщини в зразку № 1

Тривалість росту тріщини від 0,2 мм до повного руйнування зразка-свідка № 1 становила 80200 циклів навантажування. При цьому, раніше розглянуті діагностичні параметри вже досягли критичних значень і не відображали процес накопичення пошкодження.

Висновки

Проведено втомні випробування конструктивних елементів з встановленими на них зразками-свідками з дослідженням закономірностей процесу структурної пошкоджуваності і руйнування зразків-свідків, зокрема, моніторингом параметрів деформаційного рельєфу і кінетики втомної тріщини. Експериментально доведено, що запропонована конструкція забезпечує передачу деформації від конструктивного елементу до зразка-свідка, що призводить до формування на поверхні зразка-свідка деформаційного рельєфу, його еволюції в процесі циклічного навантажування і руйнування. Для кількісної оцінки деформаційного рельєфу можуть бути застосовано комп'ютеризоване оптичне дослідження деформаційного рельєфу з використанням апарату фрактальної геометрії.

Література

1. Карускевич О.М., Карускевич М.В. Мониторинг деградации прочности авиационных конструкций с помощью монокристаллических индикаторов // Сб. научн. тр. КМУГА. Проблемы системного подхода в экономике. – 2000. – Вып. 4. – С. 96-100.
2. Клейнхоф М.А., Павелко В.П., Павелко И.В., Тимошенко Ю.М. Авіа-2001. Вид. НАУ Індикатор втомних тріщин в авіаконструкціях з множинними концентраторами напружень.
3. Михайлов В.Е.. Способ определения скорости развития повреждений в конструкции. Авторское свидетельство СССР. – № 962792, кл. G 01. – № 3/32. Институт физико-технических проблем Севера СО АН СССР. – 1987.
4. Добромислов Н.Н., Набойщиков С.М. Применение датчиков повреждения для восстановления характеристик силовых нагрузок // Проблемы прочности. – 1984. – № 11. – С. 88-93.
5. А.с. № 938093 СССР, М.кл. G 01 N 3/32/ Н.В. Григорьев, Г.Д. Коршунова (СССР). – № 3228527/25-28; Заявл. 29.12.80; Опубл. 23.06.82, Бюл. №23. – 2 с.
6. А.с. № 1104385 СССР, кл. G 01 N 3/32/ Ю.Г. Михайлов, Н.А. Елгаев (СССР). – № 3320446/25-28; Заявл. 17.03.83; Опубл. 23.07.84, Бюл. №27. – 1 с.
7. Пат. 4015465 США, МКИ G 01 N 3/00. Color Displaying Fatigue Sensor: Пат. 4015465 США, МКИ G 01 N 3/00 William R. Scott (США). – Опубл. 05.04.77, НКІ 73-91. – 3 с.
8. Пат. 385465 СССР, М.кл. G 02 b 27/26. Способ определения степени усталости материала и элемента конструкции: Пат. 385465 СССР, М.кл. G 02 b 27/26 Мичиносуке Хигучи, Масаки Хори ока (Япония). – № 1611606/29-14; Заявл. 13.01.71; Опубл. 29.05.73, Бюл. №25 – 2 с.
9. А.с. 15802118 СССР Способ контроля усталостной повреждаемости элементов конструкций. М.В. Карускевич, Е.Е. Засимчук, А.И. Радченко, Ю.А. Лебедев. Заявл. 10.04.89; Опубл. 30.10.89, Бюл. №26. – 3 с.
10. Декларативный патент на полезную модель № 3470 «Способ визначення залишкового ресурсу елементів конструкцій за станом деформаційного рельєфу поверхні плакуючого шару» / С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, О.М. Карускевич. – 15.11.2004, Бюл. № 11.
11. Карускевич О.М., Ігнатович С.Р., Карускевич М.В., Пантелеев В.М. Диагностика усталости плакированных алюминиевых сплавов // Вестник НТТУ КПИ. – Машиностроение. – 2002. – № 43. – С. 53-55.
12. Карускевич М.В., Корчук О.Ю., Маслак Т.П., Чжан Чжао Хуей. Фрактальність деформаційного рельєфу полікристалічного алюмінію // Вісник НАУ. – 2006. – № 2. – С. 78-81.

Надійшла до редакції 23.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.В. Кіндрачук, Національний авіаційний університет, Київ.