

УДК 620.178.2(045)

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ МНОЖИННОГО ВТОМНОГО ПОШКОДЖЕННЯ ЗРАЗКІВ З ОТВОРАМИ

Є. В. Каран, канд. техн. наук

Національний авіаційний університет

karan.evg@mail.ru

Авіаційні конструкції піддаються циклічним навантаженням, унаслідок біля концентраторів напруження (отворах під заклепку) виникають і розвиваються втомні тріщини. Розвиток втомних тріщин сприяє зниженню залишкової міцності конструкції і в подальшому її руйнуванню. У даній роботі розглянуто питання вибору зразка для оцінювання множинного втомного пошкодження, методику свердління отворів під заклепку, кріплення зразка на випробувальній машині, а також обробка результатів, отриманих з експерименту. Отримано дані для збільшення тріщин в авіаційному сплаві D16AT. Визначено коефіцієнти C і n рівняння Періса, які характеризують властивості матеріалу. Побудовано залежність швидкості збільшення тріщини від коефіцієнта інтенсивності напруження (КІН). Визначено швидкість збільшення тріщини і кількість циклів до появи тріщини заданої довжини. За експериментальними даними отримано прогноз збільшення втомних тріщин.

Ключові слова: множинне втомне пошкодження; концентратори напруження; втомні тріщини; поява та збільшення тріщин; коефіцієнт інтенсивності напруження; експериментальний зразок.

Aviation construction subjected to cyclic load, in consequence of which, near stress concentrators (rivet holes), emerge and develop fatigue cracks. The development of fatigue crack reduces the residual strength of the structure and further, its destruction. This work describes the selection of the sample to assess multi-site damage. Technique drilling rivet holes. Mounting the sample on the test machine. Processing of the results of the experiment. The data for crack growth in the aviation alloy D16AT. The coefficients C and n equations Paris Law that characterize properties of the material. The dependence of the crack growth rate of the stress intensity factor (SIF). The rate of crack growth and the number of cycles until a crack of specified length. According to experimental data obtained prediction of fatigue cracks.

Keywords: Multi-site damage; stress concentrators; fatigue cracks, crack growth and propagation; stress intensity factor, experimental specimen.

Вступ

Важливою проблемою для забезпечення ресурсу авіаційних конструкцій є втомне руйнування заклепкових з'єднань при дії циклічних експлуатаційних навантажень.

Отвори під заклепку є осередком появи та збільшення втомних тріщин. У разі множинного пошкодженні (MSD) характерна поява значної кількості тріщин біля концентраторів напруження. Граничним станом для зразків різних конфігурацій є руйнування перемички або декількох перемичок між отворами. Руйнування перемички можливо трьома способами. Перший, коли тріщина збільшується від одного концентратора до іншого, другий — навпаки. Третій, коли дві тріщини зростають назустріч одна одній і надалі об'єднуються. Збільшення та об'єднання розсіяних тріщин формує магістральну тріщину як в одному елементі конструкції, так і вздовж щільно з'єднаних її елементів.

Актуальність проблеми MSD значно зросла після катастрофи літака Boeing 737 авіаліній Aloha Airlines, 28 квітня 1988 р. [1]. Було виконано безліч досліджень множинного руйнування, але проблема залишається відкритою.

Багато праць присвячено дослідженню множинного втомного пошкодження як авіаційних, так і конструкцій у цілому. Ці дослідження ґрунтуються на визначенні коефіцієнта інтенсивності напруження як фактора, що визначає множинне втомне пошкодження, однак процес появи і зростання тріщини є випадковим. Для побудови математичної моделі появи та збільшення втомних тріщин, наприклад, методом Монте-Карло, необхідно визначити вхідні дані для побудови такої моделі, що було зроблено в даному дослідженні.

Ця робота також спрямована на дослідження проблеми MSD у зразках з отворами. Описано процес проведення випробування спеціальних зразків з отворами під заклепку щодо множинно-

го пошкодження. Методом безпосередньої реєстрації появи і збільшення тріщин отримані дані для кожної утвореної тріщини, а також черговість їх появи. Вихідними даними з експерименту є довжини тріщин та кількості циклів до їх формування. Залежність довжини тріщини від числа циклів дозволяє прогнозувати настання граничного стану зразка в цілому.

Результати досліджень зразка з трирядним заклепковим швом зі з'єднанням внапуск [2] вказують, що аналіз з'єднання внапуск можна спростити до однорядного заклепкового шва. Багато дослідників [3–6] оцінюють множинне пошкодження через коефіцієнт інтенсивності напруження у зразку з тріщиною аналітично або використовуючи метод скінченних елементів.

Складність структурного аналізу полягає у взаємодії тріщин між собою. Вважають, що для оцінки зростання тріщини можуть використовуватися різні підходи [7; 8], але основною залежністю є довжина тріщини від числа циклів, що дозволяє прогнозувати збільшення тріщин і можливість їх об'єднання [9].

У цій статті описана методика дослідження зразків з концентраторами напруження, в яких зароджуються і збільшуються тріщини. Реалізовано спосіб безперервного моніторингу тріщин на зразку в реальному часі. Дослідження полягають в отриманні нових даних для зростання втомних тріщин для авіаційного сплаву Д16АТ.

Методика випробування зразків з отворами

Для проведення досліджень множинного пошкодження авіаційного алюмінієвого сплаву Д16АТ використовується зразок, виготовлений з листа сплаву Д16АТ завтовшки 1,5 мм. У зразку виконані 14 отворів діаметром 4 мм, які розташовані в три ряди по 5, 4 і 5 отворів відповідно. Розміри зразка і розміщення отворів зображено на рис. 1.

Три ряди отворів імітують заклепковий шов кріплення обшивки до «скульної» балки літака Ан-24.

Відстань між центрами отворів під заклепку становить 20 мм, а відстань між рядами — 25 мм.

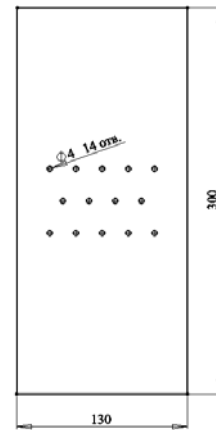


Рис. 1. Зразок для випробувань

Свердління отворів виконувалося гострим свердлом на свердильному верстаті з високою швидкістю обертання. Після свердління отворів проводилося їх розгортання також на високій швидкості обертання. Така технологія дозволяє уникнути появи напливів біля отворів, які прискорюють зародження тріщин поблизу концентраторів.

Потім зразок полірували алмазною пастою — АСМ 60/40. Параметр шорсткості обробленої поверхні R_a становив від 0,320 до 0,050 мкм, що дозволяє реєструвати тріщину вздовж концентраторів на початкових стадіях її збільшення. Про швидку появу тріщини свідчить насичення контрольованої поверхні проявами деформаційного рельєфу [10].

Експериментальний зразок навантажувався на гідропульсуючій машині МУП-20 (рис. 2) з частотою навантаження 11 Гц при віднульовому циклі (коефіцієнт асиметрії $R = 0$). Максимальна сила становила 16500 Н, що відповідає напруженню у зразку 100 МПа з урахуванням отворів у перерізі. Діапазон напружень при випробуваннях на втому реальних авіаційних конструкцій варіюється в діапазоні 80–120 МПа.

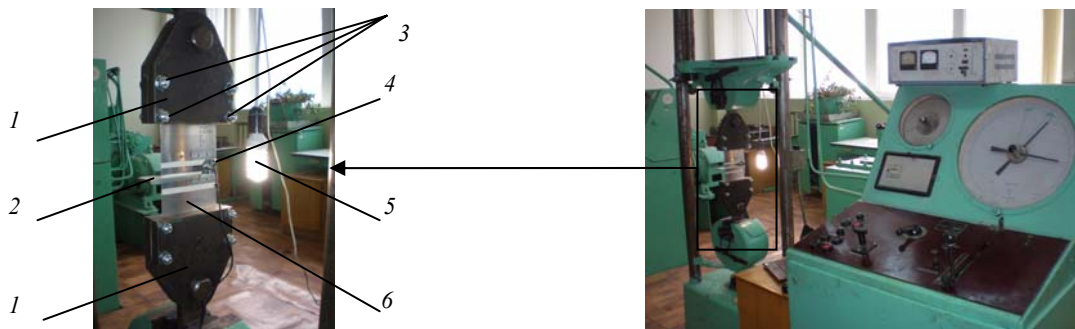


Рис. 2. Випробувальна машина МУП-20:

1 — затискачі; 2 — штатив для кріплення камери на зразку; 3 — болти затяжні; 4 — камера; 5 — лампа; 6 — зразок

Кріплення зразка на випробувальній машині здійснювалося за допомогою спеціальних затискачів з центрувальними отворами, що забезпечувало рівномірний розподіл напруження по перетинах зразка. Ці отвори дозволяють уникнути перекоосу зразка в затискачів і забезпечують його вертикальне положення.

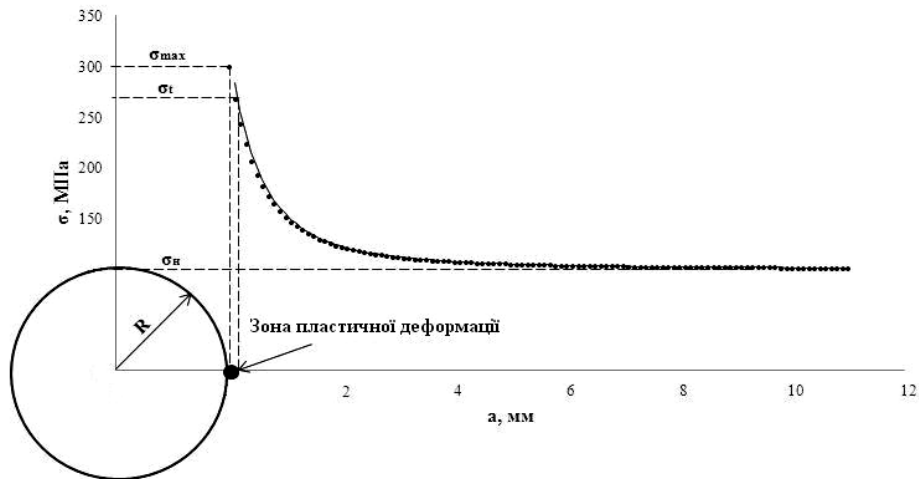


Рис. 3. Концентрація напружень при розтягуванні пластини з круглим отвором

Межа текучості для матеріалу Д16АТ становить 270 МПа, а номінальне напруження у зразку в експерименті — 100 МПа. З урахуванням ефекту концентрації напруження біля концентраторів у тричі перевищує номінальне діюче навантаження (рис. 3). Від краю концентратора на відстані до 0,0953 мм діють напруження, що перевищують межу текучості. Це є зона пластичного деформування, де зароджуються тріщини втоми. Пластична зона переміщується в ході збільшення тріщини, а в подальшому саме зіткнення двох таких зон від тріщин, які збільшуються назустріч одна одній, зумовлює граничний стан заклепкового з'єднання.

Методика ресстрації появи і збільшення втомних тріщин

Спостереження за поведінкою тріщин виконувалося з використанням цифрової фотокамери з роздільною здатністю 960×720 пікселів і збільшенням ×20. Для кріплення камери на зразку був розроблений спеціальний штатив, який дозволяє однією камерою фотографувати кожну зону появи тріщин біля отворів. Це досягалось переміщенням і кріпленням штативу безпосередньо на зразку. Використання штатива дає можливість отримувати групи знімків на однаковій фокусній відстані, а кріплення його на зразку усувало розмитість кадрів.

Штатив був виконаний з листового алюмінієвого сплаву з мінімізацією маси, що дало можливість уникнути впливу додаткових інерційних сил на експериментальний зразок (рис. 4).

При затягуванні восьми болтів класу міцності 8,8 риски на затискачів, які насичені під кутом 45°, вриваються в зразок і запобігають можливо-му його виходу із затискачів.

Кожний отвір є концентратором, і біля нього формується поле підвищених напружень. Розподіл напружень біля отворів показано на рис. 3.

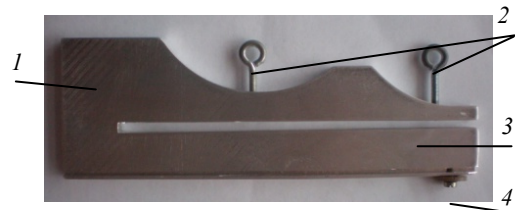


Рис. 4. Штатив для кріплення камери на зразку: 1 — тіло штатива; 2 — гвинти для фіксації штатива на зразку; 3 — щілина для зразка; 4 — гвинт кріплення камери на штативі

Отримані знімки відображають порядковий номер отвору, довжину тріщини, а також напрямок її збільшення. На знімках автоматично реєструвався час у секундах для кожної зробленої фотографії, що дозволило з високою точністю визначити кількість циклів на момент фотографування. У процесі експерименту фіксувалося черговість появи тріщин.

Отримані знімки для одного зразка групуються за номерами отворів та напрямком росту тріщин, які з'явилися і розвивалися під час навантаження. Для кожної отриманої фотографії визначається число циклів та довжина тріщини.

Довжини тріщин вимірювалися з використанням програми «Scale 1.0». Ця програма дає змогу визначити відстань між двома зазначеними оператором точками в пікселях (рис. 5).

Перерахунок отриманих значень у міліметри здійснювався з використанням спеціального коефіцієнта (рис. 6).

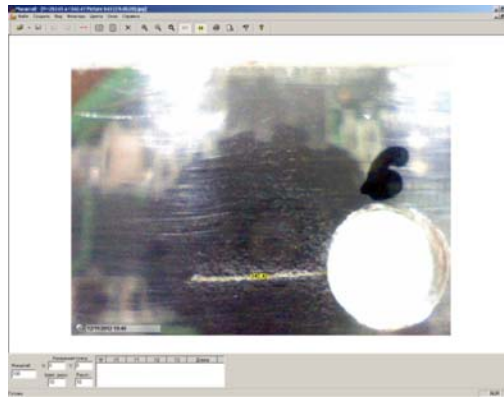


Рис. 5. Інтерфейс програми «Scale 1.0»

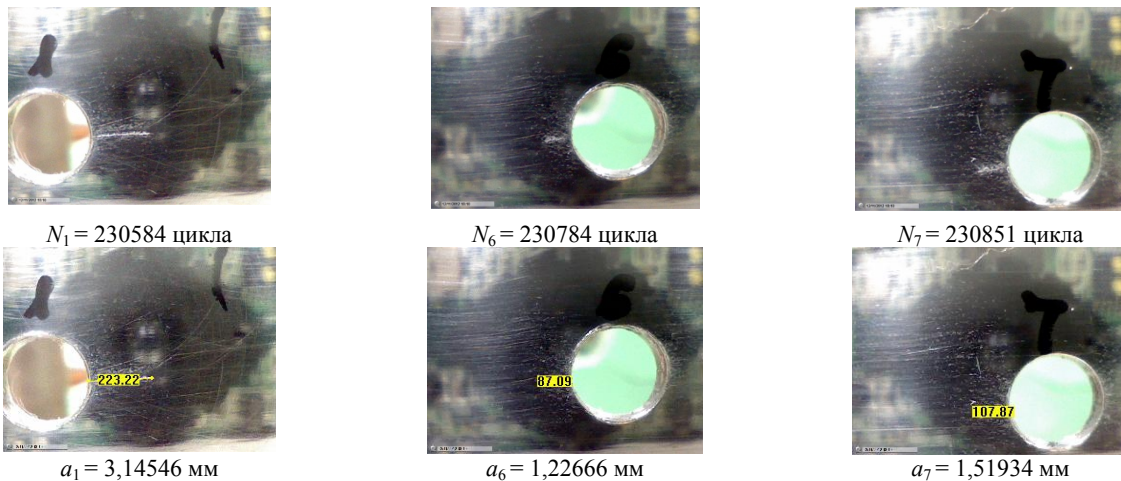


Рис. 6. Визначення довжин тріщин в експериментальному зразку

Для обробки даних фотографії з тріщиною завантажувались у програму та вказувалася відстань від початку тріщини до її вершини. Ці числові значення для кожної фотографії в пікселях та кількість секунд до появи тріщини визначеної довжини вводяться в програму «Microsoft Excel», за допомогою якої будувалися залежності довжини тріщини від числа циклів (рис. 7).

Збільшення тріщин є випадковим, про що свідчить наявність лінійних проміжків на кривій залежності довжини тріщини від числа циклів. Зі зміною числа циклів тріщина може не змінити свій розмір, або змінити на не співрозмірну одиницю. В ході обробки лінійних проміжків на кривій, лінія замінювалась точкою для визначення швидкості збільшення втомної тріщини.

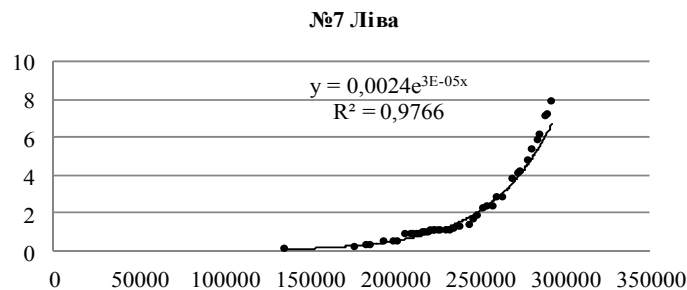


Рис. 7. Залежності довжин тріщин від числа циклів для експериментального зразка

Висновки

Розроблена методика дослідження множинного втомного пошкодження зразків з отворами, згідно з якою реєстрація утворення та зростання втомних тріщин реалізується за допомогою циф-

рової фотокамери, закріпленої на спеціальному штативі безпосередньо на зразку. Це дозволяє виконувати моніторинг пошкоджень при навантаженні зразка не знімаючи його з випробувальної установки.

ЛІТЕРАТУРА

1. "Aircraft Accident Report — Aloha Airlines Flight 243, Boeing 737-200, N73711, near Maui, Hawaii, April 1988," NTSB/AAR-89/03, National Transportation Safety Board, Washington, D. C., June 1989.
2. *Mayville R. A., Warren T. J.* A laboratory study of fracture in presence of lap splice multiple site damage. S. N. Atluri, S. G. Sampath, P. Tong. Eds, Structural integrity of aging airplanes. — Berlin Heidelberg. — 1991. — P. 263–273.
3. *Shuxiang Guo.* A study on the stress intensity factors of a finite plate with multiple elliptical holes and cracks / Guo Shuxiang, Xu Xiwu. Acta mechanica solida sinica. — Vol. 26, No. 3. — 2005. — P. 351–358.
4. *Dazhao Y.U.* CHEN Yueliang, YU Zhangyan. Finite element analysis of SIF of flat MSD panels with a number of collinear holes. Journal of naval aeronautical engineering institute. — Vol. 21, No. 2. — 2006. — P. 561–565.
5. *Xue Xiaofeng.* Research on the plant multiple cracks stress intensity factors based on stochastic finite element method / Xiaofeng Xue, Yunwen Feng, Zhongwei Ying // Chinese Journal of Aeronautics. — Vol. 22. — 2009. — P. 257–261.
6. *Королев И. К.* Численное моделирование накопления повреждений и развития усталостной трещины в упругих материалах / И. К. Королев, С. В. Петин, А. Б. Фрейдин // Вычислительная механика сплошных сред. — 2009. — Т. 2, № 3. — С. 34–43.
7. *Ren Keliang.* Fatigue propagation analysis of three-dimensional widespread cracks. Acta aeronautica et astronautica sinica / Keliang Ren, Guozhi Lu. — Vol. 30, No. 3. — 2009. — P. 462–467.
8. *Xuezhou Nie.* Test verification approach of stress intensity factor for multiple site cracks of stiffened panel / Nie Xuezhou, Wang Zhizhi and Chen Li // Chinese Journal of Mechanical Strength. — Vol. 26, No. 5. — 2004. — P. 301–303.
9. *He Yuting.* Research on crack growth of multiple-site damage structure / Yuting He, Teng Zhang, Ronghong Cui // 28th international congress of the aeronautical sciences, Icas-2012. — P. 1–8.
10. *Карускевич М. В.* Оптичний контроль накопиченого втомного пошкодження / М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, С. В. Каран // Вісник НАУ. Київ. — 2009. — №2. — С. 48–51.

Стаття надійшла до редакції 27.02.2013