

Прискорений метод визначення границі витривалості плакованих алюмінієвих сплавів

Під дією циклічного навантаження на поверхні плакованих алюмінієвих сплавів формується деформаційний рельєф – система смуг ковзання, екструзій та інтрузій. Представлений прискорений метод визначення границі втоми алюмінієвих плакованих сплавів базується на формуванні деформаційного рельєфу на поверхні сплавів та можливості прогнозувати залишковий ресурс за швидкістю його насичення.

Вступ.

Більшість авіаційних конструктивних елементів працює в умовах дії циклічного нерегулярного навантаження. Джерелом навантажень є аеродинамічні сили, надлишковий тиск в герметичній кабіні, пориви вітру, аеродинамічні сили під час виконання маневрів та ін. Кількість циклів навантаження впродовж життєвого циклу літака знаходиться в діапазоні від кількох десятків тисяч циклів від дії надлишкового тиску до мільйонів циклів, спричинених дією поривів вітру під час турбулентності.

Оцінка накопиченого втомного пошкодження та прогнозованого ресурсу матеріалів при нерегулярному навантажуванні виконується за допомогою теорій накопичення втомного пошкодження. Не дивлячись на ряд недоліків, відома теорія лінійного накопичення втомного пошкодження Пальмгрена-Майнера все ще використовується в розрахунках. Крива залежності кількості циклів навантаження до руйнування, або до формування втомної тріщини від напруження слугує основою для оцінки втомного пошкодження шляхом підсумування відносних пошкоджень. Особливістю алюмінію та його сплавів є невизначена границя витривалості, ці матеріали руйнуються після навантаження певною значною кількістю циклів. Алюмінієві сплави, що використовуються для обшивки літака покриті тонким шаром чистого алюмінію для захисту від корозії. Ці сплави відносяться до категорії плакованих матеріалів. Під дією циклічних навантажень на поверхні алюмінієвого сплаву формується та розвивається так званий деформаційний рельєф [1]. Інтенсивність деформаційного рельєфу поверхні елементів конструкцій, виготовлених з плакованих алюмінієвих сплавів відображає накопичене втомне пошкодження і залежить від рівня напружень і кількості циклів навантаження.

Методи побудови діаграми «напруження – довговічність».

Визначення границі витривалості матеріалу, або границі втоми чи втомної міцності, що визначається кривою залежності напруження від кількості циклів є першочерговим завданням при вивченні механічних властивостей металу. Для побудови кривої втоми – залежності між амплітудою напружень циклу та числом циклів до руйнування використовують як стандартні [2] так і

прискорені методи визначення границі витривалості. Серед методів, що дозволяють швидше визначати границю витривалості матеріалу, можна згадати метод Локаті [3], «метод сходинок» [4], методи, що базуються на термографії [5]. Прискорені методи дозволяють зменшити людські ресурси для проведення досліджень до 90-95%.

Алюмінієві сплави не мають визначеної границі витривалості; значення мінімального напруження, що відповідає кількості циклів до руйнування становить $5 \cdot 10^7$ циклів. Ці дані стосуються алюмінієвого сплаву без плакування. Щодо плакованих сплавів, то такі дані відсутні. В той же час відомо, що наявність плакованого шару чистого алюмінію значно зменшує втомну міцність і самого сплаву.

Дані щодо границі витривалості алюмінієвих сплавів, які представлені в довідникових матеріалах, отримані при проведенні випробувань з коефіцієнтом асиметрії циклу навантажування $R=-1$. Насправді, ці режими випробування не відображають умови навантажування авіаційних конструктивних елементів, виготовлених з алюмінієвих сплавів. Обшивка фюзеляжу, наприклад, працює в умовах циклічного розтягу з коефіцієнтом асиметрії $R=0$, панелі крила працюють в умовах асиметричного навантажування. Отже, представлені криві «напруження-кількість циклів до руйнування» не відображають всі можливі режими навантажування, тому прискорені методи для визначення границі витривалості є необхідними для авіаційних інженерів.

Феноменологічне підґрунтя.

Деформаційний рельєф зароджується та розвивається на поверхні чистого алюмінію, що є плакуючим шаром листового алюмінієвого сплаву. Мінімальна товщина плакованого шару становить 5% для товщини основного сплаву до 1,57 мм чи менше. Детальний опис 2D та 3D зображень поверхні деформаційного рельєфу та його еволюції на поверхні плакованих алюмінієвих сплавів представлено в роботах [1-5]. Досліджено особливості формування рельєфу в умовах одноосового розтягу та згину, в умовах багатоосового навантаження в широкому спектрі значень напружень та асиметрії циклу. Дослідження проводились в умовах навантажування, близьких до тих, що спостерігаються в несучих елементах конструкції літака під час експлуатації.

Було доведено, що деформаційний рельєф може використовуватися як кількісний показник накопиченого втомного пошкодження в умовах осового та багатоосового навантажування елементів конструкцій, виготовлених з алюмінієвих сплавів Д16АТ, 2024Т3, В95 та 7075Т6. Два параметри деформаційного рельєфу були визначені для оцінки накопиченого втомного пошкодження: параметр пошкодження D , що визначається як відношення площі поверхні зі слідами мікропластичної деформації до загальної площі досліджуваної поверхні; фрактальна розмірність $D_{p/s}$, що визначалась класичним методом box-counting як характеристика форми кластерів деформаційного рельєфу. Приклад експериментальних даних, що використовуються для опису нового методу визначення границі витривалості і побудови кривої втоми представлено на рис. 1, де зміна стану поверхні показана як еволюція параметру пошкодження D (рис.1, а) і – еволюція фрактальної розмірності $D_{p/s}$ (рис.1,б).

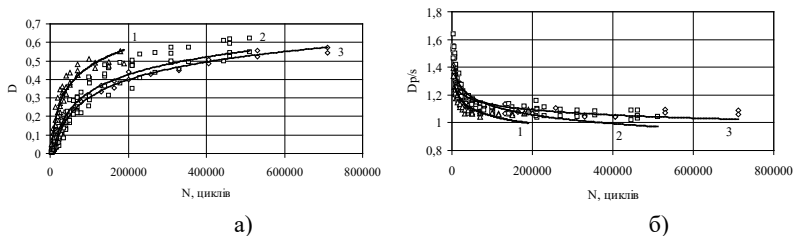


Рис. 1. Еволюція параметрів деформаційного рельєфу в умовах циклічного згину: а) параметр пошкодження D ; б) фрактальна розмірність $D_{p/s}$ при асиметрії циклу $R=0$: 1- $\sigma_{\max}=234,5$ МПа; 2 - $\sigma_{\max}=173,2$ МПа; 3 - $\sigma_{\max}=147$ МПа

Кореляційний аналіз результатів показав, що еволюція фрактальної розмірності деформаційного рельєфу може розглядатися як додатковий кількісний параметр для оцінки накопиченого втомного пошкодження.

4. Запропонована методика прискореної побудови кривої втоми.

Очевидним є те, що в представлених залежностях еволюції параметрів рельєфу від напрацювання, найбільш інформативним є залежність параметрів на стадії перших 10-15% циклів від загальної кількості циклів до руйнування. Інтенсивність початкової стадії процесу впливає на подальшу швидкість накопичення втомного пошкодження. Тому доцільно для визначення границі витривалості використовувати швидкість зміни параметра пошкодження на початковій стадії, тобто інтенсивність пошкодження DR (Damage Rate).

Заміна залежності $D=f(N_{\text{циклів}})$, яка була представлена в попередніх публікаціях, на залежність $DR=f(N_{\text{руйнує}})$, де $N_{\text{руйнує}}$ – кількість циклів до руйнування, дозволяє визначити границю витривалості. Оскільки алюмінієві сплави не мають границі витривалості і можуть зруйнуватися під дією малих значень амплітуди напружень, тому напруження, яке відповідатиме визначеній значній кількості циклів до руйнування, розглядатиметься як границя витривалості для даного металу. Можемо підставити кількість циклів до руйнування наприклад 10^7 циклів чи інше значення кількості циклів як границю витривалості в залежність $DR=f(N_{\text{руйнує}})$, і визначити відповідне значення DR на початковій стадії процесу. Для представлених результатів випробування зразків в умовах циклічного згину, регресійна модель виглядає наступним чином:

$$DR = -0,1 \ln(N_{\text{руйнує}}) + 1,6322, \text{ при } R^2 = 0,9998.$$

Для прийнятого значення кількості циклів 10^7 , відповідна інтенсивність пошкодження DR дорівнює 0.02. Це означає, що рівень напружень, який відповідає $DR=0.02$ може бути розглянутий як границя витривалості. Цей рівень напружень може бути визначений застосуванням регресійної залежності між DR і рівнем напружень, отриманим з базової залежності. Перевірка може бути проведена серією нетривалих втомних випробувань в діапазоні очікуваної границі витривалості, як показано на рис. 2. Таким чином, можна зробити висновок стосовно величини границі витривалості по результатах моніторингу

деформаційного рельєфу впродовж перших 50000 циклів, уникаючи довготривалих випробувань на базі мільйонів циклів.

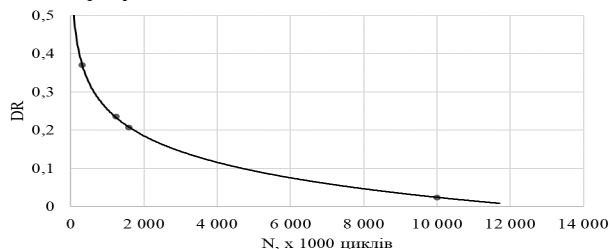


Рис. 2. Залежність DR від кількості циклів до руйнування

В представленому прикладі DR визначено після 50000 циклів, що відповідає лише 0.5% від прийнятого значення кількості циклів 10^7 .

Висновки.

Початкова стадія втомного пошкодження є винятково інформативною. Для матеріалів, на поверхні яких формується деформаційний рельєф, кількість циклів навантажування до руйнування може бути визначена по інтенсивності розвитку рельєфу на початковій стадії.

Вважаючи на те, що початкова стадія втоми, на якій спостерігається інтенсивне зростання насиченості деформаційного рельєфу складає лише 0.5% від прийнятого значення циклів навантажування, що відповідають границі витривалості, можна стверджувати, що запропонований метод забезпечує скорочення тривалості випробувань для визначення границі витривалості приблизно в 200 разів.

Запропонована методика може бути застосована не тільки для визначення границі витривалості, але і для побудови кривої втоми в цілому.

Список літератури

1. M. Karuskevich, O. Karuskevich, T. Maslak, S. Schepak, Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage. International Journal of Fatigue 39, 116-121(2012).
2. ASTM E466 – 15, Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials.
3. Yuzhu Wang, Roger Serra et Pierre Argoul. Adapted Locati method used for accelerated fatigue test under random vibrations. Procedia Structural Integrity Volume 19, 2019, Pages 674-681.
4. Ch. Müller, M. Wächter, R. Masendorf, A. Esderts. Accuracy of fatigue limits estimated by the staircase method using different evaluation techniques, International Journal of Fatigue, Volume 100, Part 1, July 2017, Pages 296-307
5. A. Lipski Determination of the S-N Curve and the Fatigue Limit by Means of the Thermographic Method for Ductile Cast Iron, AIP Conference Proceedings 2028, 020008 (2018).