

РОЗПОДІЛ НАПРУЖЕНЬ ЗМИНАННЯ У БАГАТОРЯДНИХ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАННЯХ

О. П. МАКСИМЕНКО¹, О. І. СЕМЕНЕЦЬ², М. М. ГВОЗДЮК¹,
В. А. ЗНОВА², Я. Л. ІВАНИЦЬКИЙ^{1,3}

¹ Фізико-механічний інститут ім. Г. В. Карпенка НАН України, Львів;

² АНТК ім. О. К. Антонова, Київ;

³ Національний університет "Львівська політехніка"

На основі безконтактних оптичних методів визначення деформацій запропоновано експериментальну методику оцінювання напружень зминання у багаторядних заклепкових з'єднаннях дюралюмінієвих пластин. За результатами випробувань зразків з однією заклепкою побудовано діаграму руйнування локального об'єму в координатах напруження–деформація і встановлено допустиме напруження зминання, що відповідає залишковій овалізації отвору на 2%. За деформацією в локальному об'ємі одиничного заклепкового з'єднання із цієї діаграми розраховано напруження зминання в околі окремих заклепок багаторядного з'єднання. Методика придатна для встановлення розподілу напружень зминання та ступеня пошкодження у заклепкових з'єднаннях обшивки фюзеляжу літака.

Ключові слова: овалізація отвору, цифрова кореляція зображень, допустиме напруження зминання, заклепкове з'єднання.

An experimental technique for estimating the crumpling stresses in multiple-row riveted joints of duralumin plates based on non-contact optical methods is proposed. According to the results of experimental investigation of samples with one rivet, a fracture diagram of the material local volume is constructed in the stress-strain coordinates and the allowable crumpling stress is determined, which corresponds to a residual elongation of the hole by 2%. According to the determined deformation in the local volume of a single rivet joint, the bearing stress near individual rivets of multiple-row joints is calculated. The technique can be used to establish the bearing stress distribution and the degree of damage in the rivet joints of the aircraft fuselage skin.

Keywords: hole elongation, digital image correlation, allowable bearing stress, rivet joint.

Вступ. Під час проектування сучасних літальних апаратів необхідно враховувати допустимі пошкодження елементів конструкції. Особливість такого підходу – забезпечити експлуатацію конструкцій максимально довго, доки деградація властивостей матеріалу не загрожує безпеці за умовами міцності. На сьогодні є великий парк літаків, які вже відпрацювали свій проектний ресурс і для яких актуально продовжити термін експлуатації. Однак вирішити цю проблему можна тільки за повної технічної інспекції їх конструкції [1–3].

Зминання – один з типів руйнування матеріалу з'єднання з меншою міцністю – найчастіше стінок отворів під заклепку, яке призводить до втрати жорсткості з'єднання, а отже, раптового руйнування конструкції.

Розрахункові підходи [4, 5] з визначення міцності та довговічності заклепкових з'єднань за зміною геометричних параметрів і навантаження досить суперечливі, що зумовлено недосконалістю технології виробництва [6, 7], значними осьовими та радіальними напруженнями і їх розкидом під час виготовлення з'єднань

з натягом [2]. Отже, актуально розробити розрахунково-експериментальні методики та технічні засоби з контролю стану багаторядних заклепкових з'єднань. Досягти їх міцності та надійності можна, якщо під час проектування забезпечити рівномірний розподіл напружень між точковими елементами і вчасно виявляти надмірну деградацію отворів через перевищення допустимих напружень змінання матеріалу.

Не менш важливо вибрати ознаку досягнення границі міцності з'єднань під час змінання. Аналіз стандартів і джерел інформації свідчить про використання двох підходів: 1) за експериментально встановленими коефіцієнтами концентрації напружень, порівнюючи границю міцності за змінання з границею міцності за розтягу (для крихких матеріалів) і границею пластичності; 2) визначаючи границю міцності для допустимої залишкової овалізації отвору, яка зазвичай становить 2% для алюмінієвих сплавів [8].

Нижче подано результати експериментальних досліджень змінання одиничного і багаторядного заклепкових з'єднань дюралюмінієвих пластин, зокрема, розподіли деформацій і напружень у локальному об'ємі в околі заклепок, визначених методом цифрової кореляції зображень (ЦКЗ), та значення залишкової овалізації отворів.

Зразки, методика та результати.

Для вивчення міцності за змінання заклепкових з'єднань виготовили (згідно зі стандартом ASTM E 238-17a) шість плоских зразків із пластин дюралюмінію Д16-Т довжиною $L = 230$ mm, шириною $W = 35$ mm і товщиною $t = 2$ mm (рис. 1a). Пластини заздалегідь склеювали внапуск, а потім з'єднували однією заклепкою з конічною потаємною головкою. На захоплювальні частини зразка з протилежних боків наклеювали алюмінієві пластини товщиною 2 mm, які забезпечували рівномірний розподіл і осьову симетрію навантаження. Щоб отримати просторові розподіли деформацій у зоні заклепки, використовували безконтактний метод ЦКЗ [9]. Для його реалізації робочу частину зразка

покривали білою фарбою, на яку наносили термічним способом штучну спеклкартину, що мала вигляд контрастної чорно-білої плямкової структури (рис. 1). Для реєстрації зображень поверхні зразка використовували цифрову відеокамеру SIGETA 3100, встановлену на відстані ≈ 300 mm і під'єднану до комп'ютера за допомогою стандартного USB входу. Поверхню зразка підсвічували LED лампою потужністю 10 W. Зображення на матриці цифрової відеокамери формували за допомогою об'єктива з роздільною здатністю 200 l/mm.

Під час випробувань зразки навантажували розтягом на універсальній розривній машині FP-100 за швидкості переміщення рухомої траверси 1 mm/min, реєструючи зусилля та зображення поверхні зразків. Для оцінювання допустимих напружень змінання з'єднання визначали зусилля руйнування P_B , за яких деформація отвору становила 2% [8].

Після реєстрації зображення обробляли за алгоритмом ЦКЗ [9] і визначали деформацію пластини у зоні контакту з заклепкою. Максимальні зусилля P_U оцінювали, навантажуючи зразки до повної втрати жорсткості з'єднання (рис. 1b). Отримані за різного рівня навантаження поля деформацій мали вигляд, як на рис. 2.

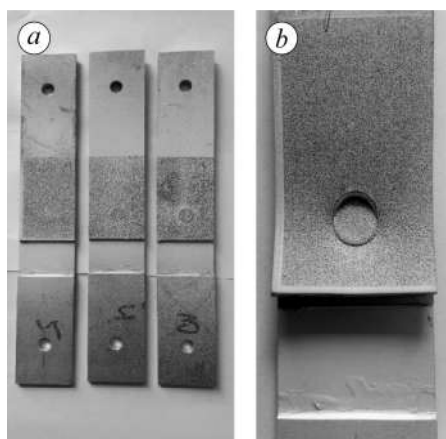


Рис. 1. Експериментальні зразки до (a) і після руйнування (b).

Fig. 1. Experimental samples before (a) and after fracture (b).

Напруження зминання для одиночного з'єднання обчислювали за формулою [10]

$$\sigma_B = -\frac{P_B}{d \cdot t}, \quad (1)$$

де P_B – навантаження зразка за деформації отвору 2%; d – діаметр отвору; t – товщина зразка. Використовуючи напруження зминання, розраховані за цією формулою, будували діаграму руйнування з'єднання в координатах напруження $|\sigma|$ – деформація зминання ε_{yy}^1 (крива 1 на рис. 3), особливість якої в тому, що методом ЦКЗ визначали незворотні деформації отвору ε_{yy}^1 , які відповідають деформаціям зминання, вимірюючи відносні переміщення $\Delta_{1-1'}$ двох точок, розмішених на початковій відстані $l_1 \approx 7,9$ mm, одна з яких була у центрі заклепки 1, а друга 1' – в області зминання (рис. 2a), за виразом

$$\varepsilon_{yy}^1 = \frac{\Delta_{1-1'}}{l_1}. \quad (2)$$

Деформації, розраховані за виразом (2), відповідають пластичним локальним деформаціям поверхні зразка в околі заклепки. Отже, побудована так діаграма описує зв'язок між напруженнями зминання та залишковими деформаціями отвору. На ній легко знайти точку B , яка відповідає залишковим деформаціям отвору 2%. Для зразків з однією заклепкою похибка визначення деформацій не перевищувала 0,1%, на ділянці діаграми від початку до точки M і далі, до моменту руйнування – $\leq 1\%$.

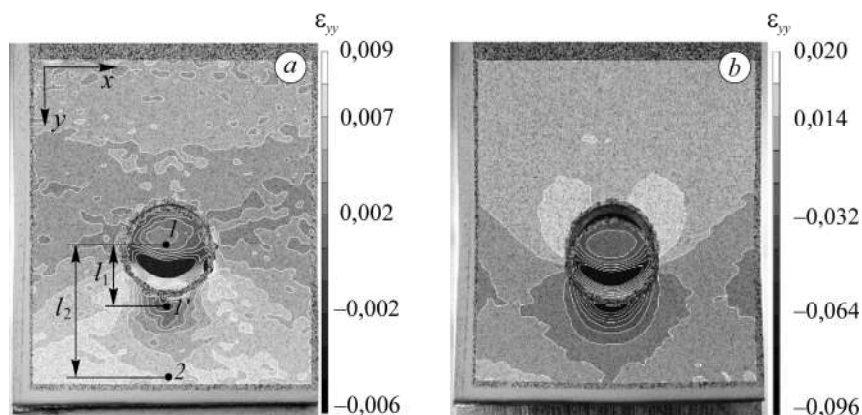


Рис. 2. Поля деформацій ε_{yy} в околі з'єднання:
 a – деформації отвору 2%; b – за максимального навантаження.

Fig. 2. Field of deformations ε_{yy} in the joint vicinity:
 a – the 2% hole deformation; b – under the maximum load.

Для порівняння зі стандартом [10] знаходили також деформації отвору ε_{yy}^2 , розміщуючи вимірювальну точку 2 на відстані $l_2 \approx 17,6$ mm (рис. 2a):

$$\varepsilon_{yy}^2 = \frac{\Delta_{1-2}}{l_2}. \quad (3)$$

Залежність $|\sigma| - \varepsilon_{yy}^2$ (крива 2 на рис. 3) свідчить, що зі збільшенням бази вимірювання і за фіксації вимірювальних засобів у точках, рекомендованих стандартом, встановлені відносні деформації будуть значно менші через вплив деформацій тіла зразка. Вибір місця розміщення точок для визначення деформації отворів під час досліджень на зминання є предметом окремих досліджень [11]. Очевидною перевагою запропонованого способу є те, що на отримані значення не впливає пружна компонента деформацій і не потрібно знаходити нахил кривої наван-

таження лінійної ділянки діаграми для визначення залишкової деформації, як за стандартними методиками.

Завдяки безконтактному оптико-цифровому методу визначення напружень вдалось встановити деякі особливості руйнування досліджуваного заклепкового з'єднання. Зокрема, зафіксувати навантаження P_G , за якого відбувається відрив шару клею і однорідні деформації розтягу поверхні зразка раптово змінюють знак на протилежний (точка G на рис. 3). Після цього зусилля навантаження зосереджуються на заклепковому з'єднанні. Під час випробувань встановили також і максимальні зусилля P_M , які відповідають точці M на діаграмі, за досягнення яких заклепкове з'єднання руйнується і вісь заклепки нахилиється.

Напруження у характерних точках діаграми для шести підготовлених зразків і їх середні значення наведено у табл. 1.

На діаграмі можна виділити три важливі ділянки: перша – від початку навантаження до точки G , на якій залежність зусилля–деформація лінійна, після якої виникає площадка ковзання пластин з'єднання; друга – від точки G до точки B , на якій пластично деформується пластина біля заклепки, що призводить до овалізації отвору 2% та початку руйнування з'єднання; і третя – до точки U , яка відповідає максимальному зусиллю руйнування, де виникають значні деформації отвору з'єднання з поступовим нахилом осі заклепки в протилежному напрямку від області зминання.

Описаний спосіб дає можливість контролювати залишкові локальні деформації отворів у багаторядних з'єднаннях і за діаграмою руйнування напруження–деформації, побудованою для одиночного з'єднання з аналогічними характеристиками, знаходити напруження в кожному контактному елементі.

Випробуванням на одиночних заклепкових з'єднаннях методом визначення допустимих напружень зминання досліджували багаторядне з'єднання. Для цього виготовили зразок із двох склеєних пластин дюралюмінію Д16-Т загальною довжиною $L = 320$ mm, шириною $W = 105$ mm і товщиною $t = 2$ mm, які скріплювали трьома рядами заклепок, по 4 шт. у кожному, зі стрингером у середньому ряду (рис. 4). Заклепки діаметром 5 mm розміщені в ряду a , а діаметром 6 mm – в рядах b і c (рис. 5). Довжина робочої частини зразка $l = 70$ mm. Під час досліджень зразок встановлювали у захопах розривної машини FP-100 і розтягували зі швидкістю переміщення траверси 1 mm/min. Отримані методом ЦКЗ профілограми деформацій ϵ_{yy} уздовж напрямку навантаження подані на рис. 5a, а усе поле деформацій – на рис. 5b.

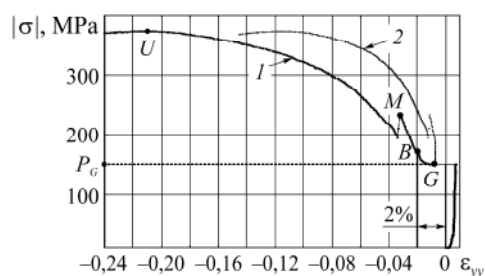


Рис. 3. Типова діаграма змінання одиночного заклепкового з'єднання.

Fig. 3. Typical bearing diagram of a single rivet joint.

Таблиця 1. Характерні напруження руйнування одиночного заклепкового з'єднання

№ зразка	σ_G	σ_B	σ_M	σ_U
	MPa			
1	148	174	238	373
2	144	218	264	366
3	141	225	246	404
4	150	193	245	386
5	135	232	268	421
6	140	170	215	390
Середнє значення	143	202	246	390

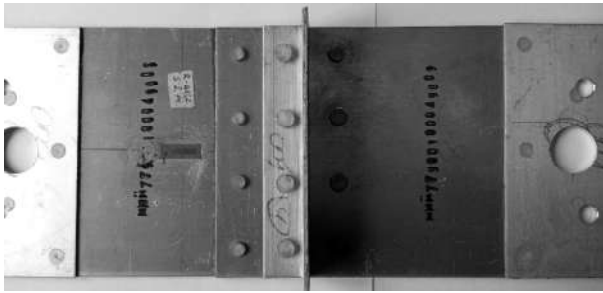


Рис. 4. Зразок багаторядного заклепкового з'єднання.

Fig. 4. A sample of multiple-row rivet joint.

Локальні деформації біля отворів ϵ_{yy} у всіх контактних точках зразка визначали методом ЦКЗ, використовуючи вираз (2). Отримані дані наведені у табл. 2. За усередненою діаграмою руйнування $|\sigma| - \epsilon_{yy}$ (рис. 3), побудованою для одиничного заклепкового з'єднання, визначили напруження змінання σ біля кожного контактного елемента багаторядного з'єднання (табл. 3). Як видно з результатів табл. 2 і профілів деформацій (рис. 5a), контактні елементи навантажені по-різному. Як і очікували, крайній ряд *a* заклепок першим сприймає зусилля і більше навантажений. Найнавантаженішими виявилися елементи *1a* і *2a*. При цьому в околі заклепки *1a* овалізація отвору перевищила 2%. Елементи ряду *b*, підкріплені кутником, навантажені рівномірніше. Найменше навантаження припадало на заклепки ряду *c*.

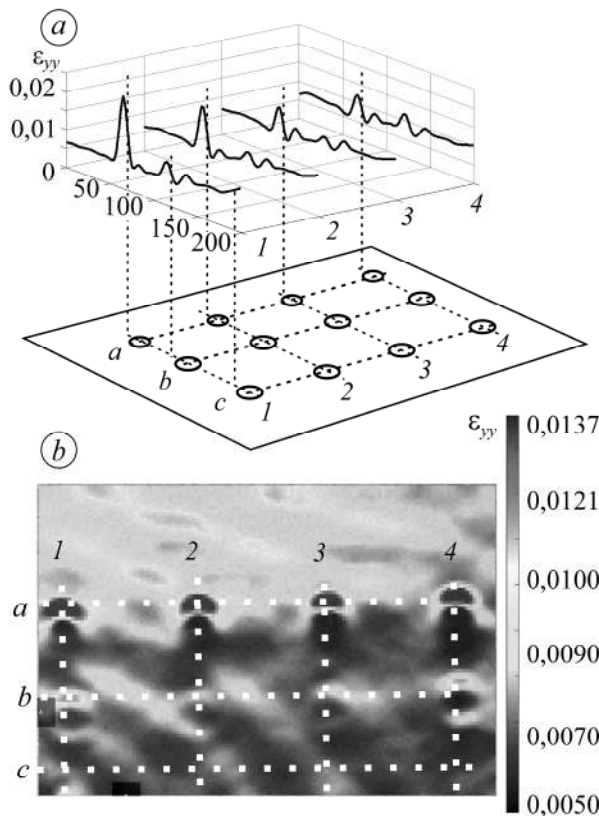


Рис. 5. Деформації багаторядного заклепкового з'єднання за навантаження $P = 60$ kN: *a* – профілі деформацій; *b* – поле деформацій.

Fig. 5. Deformation of multiple-row rivet joint under load $P = 60$ kN: *a* – deformation profiles; *b* – deformation field.

Стандартні інженерні методи розрахунку припускають, що усі заклепки у багаторядному з'єднанні навантажені пропорційно рівними частинами зусилля, тобто сила, що діє на з'єднання, рівномірно розподілена між ними. Тоді біля заклепок ряду *a* допустимі розрахункові напруження становлять ≈ 145 МПа, а біля рядів *b* і *c* – 130 МПа. Для реальних з'єднань таке припущення не завжди коректне. Запропонована експериментально-розрахункова методика дає можливість виявляти відхилення значень напружень у контактних елементах багаторядного нероз'ємного з'єднання і встановити найнавантаженіші елементи та оптимізувати розташування заклепок.

Спричиняють відхилення від розрахунку та розкид напружень між окремими заклепками і їх рядами неспіввісність отворів у з'єднувальних дюралюмінієвих

пластинах, різні за розміром початкові зазори, натяги та зусилля клепаання тощо, які часто виникають під час виробництва. Це необхідно враховувати, вибираючи оптимальну відстань між рядами заклепок під час проектування та відпрацювання технологічних процесів, зменшуючи допуски на отвори скріплюваних деталей, або виготовляти отвори деталей у зборі. Після доопрацювання технології вимірювання деформацій описану методику можна використовувати для експлуатаційного контролю напружень і залишкової овалізації отворів різних типів багаторядних з'єднань.

Таблиця 2. Деформації отворів багаторядного з'єднання $\epsilon_{\text{дв}}$ (%)

Стовпець Ряд	1	2	3	4
a	2,5	1,8	1,3	1,2
b	1,1	1,0	0,9	1,0
c	1,0	0,9	0,7	0,8

Таблиця 3. Напруження біля контактних елементів у багаторядному з'єднанні (МПа) за навантаження 60 кН

Стовпець Ряд	1	2	3	4
a	191	168	159	156
b	154	152	150	151
c	145	140	136	138

ВИСНОВКИ

На основі безконтактного методу визначення деформацій, який реалізують шляхом кореляційного порівняння зображень поверхні з'єднання, запропоновано експериментально-розрахункову методику оцінювання напружень змінання у багаторядному заклепковому з'єднанні пластин з дюралюмінієвого сплаву Д16-Т. За експериментальною діаграмою, побудованою в координатах напруження–деформація змінання для стандартного зразка з однією заклепкою, оцінено розподіл напружень в елементах багаторядного з'єднання. Методику перевірено на експериментальних зразках, наданих ДП “Антонов”, що імітують однозрізне багаторядне з'єднання конструкції обшивки літальних апаратів. Вона придатна для визначення ступеня овалізації отворів у багаторядних заклепкових з'єднаннях обшивки літака, щоб встановити залишковий ресурс експлуатації.

1. Pitt S. and Jones R. Multiple-site and widespread fatigue damage in aircraft // Eng. Failure Analysis. – 1997. – 4, № 4. – P. 237–257.
2. Белов В. К., Калюта А. А., Рудзей Г. Ф. Обеспечение усталостной долговечности авиационных конструкций технологическими методами. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2012. – 404 с.
3. Ignatovich S. R. and Krasnopol'skii V. S. Probabilistic distribution of crack length in the case of multiple fracture // Strength of Materials. – 2017. – 49, № 6. – P. 760–768.
4. Fatigue reliability assessment of riveted lap joint of aircraft structures / W. Huang, T. J. Wang, Y. Garbatov, and C. Guedes Soares // Int. J. of Fatig. – 2012. – 43. – P. 54–61.
5. Liao M., Shi G., and Xiong Y. Analytical methodology for predicting fatigue life distribution of fuselage splices // Int. J. of Fatig. – 2001. – 23. – P. 177–185.
6. Cheraghi S. H. Effect of variations in the riveting process on the quality of riveted joints // Int. J. Adv. Manuf. Techn. – 2008. – 39. – P. 1144–1155.
7. Громашев А. Г. Технологическое проектирование высокоресурсных заклепочных и болтовых соединений. Актуальные проблемы самолетостроения. – К.: КИТ, 2007. – 344 с.
8. ASTM E 238-17a. Standard test method for pin-type bearing test of metallic materials. – 2017. – 7 p.
9. Maksymenko O. P., Ivanyts'kyi Ya. L., and Hvozdyuk M. M. Evaluation of the stiffness of a composite–metal joint by the method of digital image correlation // Materials Science. – 2015. – 50, № 6. – P. 817–823.
10. ASTM D 5961/5961M-01. Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates. – 2003. – 26 p.
11. Vangrimde B. and Boukhili R. Analysis of the bearing response test for polymer matrix composite laminates: bearing stiffness measurement and simulation // Comp. Struct. – 2002. – 56. – P. 359–374.

Одержано 03.11.2021