

ОПТИКО-ЦИФРОВІ ЗАСОБИ ОЦІНЮВАННЯ ДЕФОРМАЦІЙ З'ЄДНАНЬ ОБШИВКИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

З. Т. Назарчук, О. П. Максименко, Я. П. Кулинич

Фізико-механічний інститут ім. Г. В. Карпенка
Національної академії наук України, Львів

E-mail: olmaks@gmail.com

Подано результати дослідження характеристик руйнування багаторядного заклепкового з'єднання листових матеріалів розрахунково-експериментальним методом. Вивчено напруження зминання у з'єднанні з однією заклепкою. За експериментальними результатами, отриманими методом цифрової кореляції зображень, побудовано усереднену діаграму руйнування одиночного з'єднання, за якою уточнено відхилення розподілу напружень контактних елементів багаторядного з'єднання і порівняно їх з розрахованими стандартними інженерними методами.

Ключові слова: цифрова кореляція зображень, напруження зминання, заклепкові з'єднання, поле деформації.

OPTICAL-DIGITAL MEANS OF ASSESSING DEFORMATIONS OF AIRCRAFT SKIN JOINTS

Z. T. Nazarchuk, O. P. Maksymenko, Ya. P. Kulynych

Karpenko Physico-Mechanical Institute
of the National Academy of Sciences of Ukraine, Lviv

Aircraft damage statistics shows that a significant part of the damage is due to the skin fracture – places of rivet joints of sheet duralumin and polymer composite materials. The main factor of their destruction is bearing, which leads to the loss of joint stiffness and the possible sudden failure of the aircraft body. The theoretical calculation of the strength of the rivet joint requires complex mathematical calculations and the development of appropriate numerical methods with further experimental verification of the obtained results. Therefore, it is relevant to develop experimental-calculation methods and technical means for monitoring the condition of multi-row joints of aircraft skin, in particular, to choose a value of reaching the ultimate strength of the joints during bearing. The results of research by the calculation-experimental method of the characteristics of fracture of multi-row rivet connection of sheet materials is proposed. Initially, the bearing stresses with one rivet is studied using prototypes consisting of two duralumin D16-T plates jointed together. The spatial distribution of deformations in the rivet area was evaluated using a portable optical-digital system. Taking into account the spread of experimental data, the value of the maximum load was chosen for the assessment of permissible stresses, under which the deformation of the hole was 2%. According to experimental data, an average diagram of a one rivet joint destruction was established, which was used to determine the stress distribution in the contact elements of a multi-row rivet joint of sheet materials. The proposed experimental-calculation method makes it possible to clarify the deviation of the stress distribution in the contact elements of the multi-row connection from those calculated by standard methods and to discover the most loaded elements in order to optimize the location of the rivets.

Keyword: digital image correlation, bearing strength, riveted joints, strain field, sheet materials.

Вступ. Сьогодні існує великий парк літальних апаратів, для яких актуально продовжити термін використання. Це можливо тільки за повної технічної інспекції їх конструкції [1–4]. Для виявлення та оцінювання критичності пошкоджень з'єднань і встановлення ознак деградації, які загрожують безпеці, необхідні сучасні методи і технічні засоби контролю.

Виявлено, що в літальних апаратах найпоширеніші місця заклепкових з'єднань листових дюралюмінієвих і полімерних композиційних матеріалів. Основний

чинник руйнування – зминання навантаженого отвору, що призводить до втрати жорсткості з'єднання і раптового руйнування корпусу літального апарата.

Міцність заклепкового з'єднання визначають його геометричні параметри, властивості матеріалів, способи навантаження тощо. Тому актуально розробити розрахунково-експериментальні методи та технічні засоби контролю стану багаторядних з'єднань обшивки літальних апаратів, щоб вибрати ознаки досягнення границі міцності з'єднань за їх зминанням.

Стан проблеми. Для теоретичного розрахунку міцності заклепкового з'єднання необхідні складні математичні викладки і відповідні числові методи з подальшою експериментальною верифікацією отриманих результатів, які досить суперечливі [5]. Це зумовлено неможливістю врахувати відхилення від технологічних процесів під час виробництва [6], непередбачуваними осьовими та радіальними напруженнями за експлуатації і їх нерівномірним розподілом у багаторядних з'єднаннях [2].

Для дослідження процесів зминання використовували експериментальні методи, зокрема інтерферометричний [7, 8], який забезпечує високі чутливість та точність визначення просторових переміщень і деформацій поверхні в околі навантаженого отвору. На його основі Dantec Dynamics і 4D Technology розробили вимірювальні пристрої для промисловості. Їх недоліком є використання дорогоцінного прецизійного оптичного обладнання, яке чутливе до вібрацій та паразитних зсувів зразка. Тому запропонували спрощену оптичну схему вимірювання зі застосуванням різноманітних оптико-цифрових систем (ОЦС) [9, 10] і алгоритмів цифрової кореляції зображень (ЦКЗ) [11, 12]. Їх ефективність підтверджують результати досліджень з'єднань листових дюралюмінієвих і композиційних матеріалів, під час яких визначали розподіли деформацій, напруження зминання та овалізацію отворів одиночних і багаторядних заклепкових з'єднань [13, 16].

Не менш важливо вибрати ознаки досягнення границі міцності з'єднань за зминання. Тут використовують два підходи: 1) з допомогою експериментально встановлених коефіцієнти концентрації напружень, порівнюючи границі міцності за зминання та розтягу (для крихких матеріалів), а також пластичності; 2) границю міцності за зминання визначають, враховуючи допустиму деформацію отвору, яку для різних матеріалів і типів з'єднання встановлюють у широкому діапазоні – від 0,4 до 4% [17, 18].

Зразки, методи та результати. Реальні заклепкові з'єднання матеріалів найчастіше містять від кількох до кількох десятків заклепок, розташованих або в один ряд, або в кілька рядів. За припущення, що відстань між заклепками достатньо велика, їх максимальну несучу здатність оцінюють з достатньою точністю за несучою міцністю зразка з однією (ізолюваною) заклепкою.

Якщо відстань між заклепками достатньо мала, напруження зминання зумовлені взаємним впливом розташованих поруч контактних елементів. Тому спочатку дослідимо характеристики руйнування з'єднання з однією заклепкою, виготовленого з ідентичного матеріалу. Проілюструємо запропоновану методику на спеціально підготовлених шести дослідних зразках з однією заклепкою.

Кожний зразок складався зі склеєних між собою внапуск пластин дюралюмінію Д16-Т довжиною 250 мм, шириною 35 мм і товщиною 2 мм, які з'єднували заклепкою діаметром 6 мм з конічною потайною головкою. Для забезпечення рівномірного розподілу і осьової симетрії навантаження по краю зразків наклеювали алюмінієві накладки товщиною 2 мм. Просторовий розподіл деформацій у зоні заклепки знаходили за допомогою переносної ОЦС [9]. Перед випробуваннями поверхню зразка покривали білою фарбою, на яку термічним способом наносили дрібну випадкову плямисту структуру.

Кожний зразок розтягали на універсальній розривній машині FP-100 за швидкості переміщення рухомої траверси 1 мм/хв. Зусилля навантаження фіксували у цифровому вигляді блоком реєстрації, а зображення поверхні отримували відеокамерою. Навантажували до моменту повної втрати жорсткості з'єднання (рис. 1а). Враховуючи складну структуру діаграми руйнування та розкид експериментальних даних, допустиме напруження зминання оцінювали за максимальним навантаженням, за якого деформація отвору становила 2%. Вибраний критерій – найбільш надійний і однозначний [16].

Напруження зминання одиночного з'єднання обчислювали так:

$$\sigma_B = \frac{P_B}{2rh}, \quad (1)$$

де P_B – максимальне навантаження; h – товщина зразка; r – радіус отвору. Деформації отвору (деформації зминання)

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

де початкова відстань (база) $l_1 \approx 7,9$ мм, а зміну відстані $\Delta_{1,1'}$ визначали методом ЦКЗ.

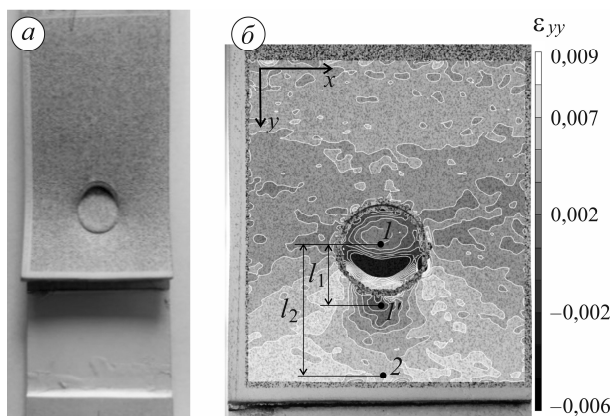


Рис. 1. Зразок після руйнування (а) та поле деформацій (б).

Зауважимо, що за співвідношенням (2) визначили локальні деформації з'єднання в околі заклепки. Перевага ОЦС і алгоритмів ЦКЗ – можливість встановлювати деформації на різних базах.

За результатами експериментальних вимірювань деформацій на шести зразках побудували усереднену діаграму руйнування одиночного з'єднання в координатах “напруження (σ)–деформація зминання (ε_{yy})” (рис. 2, крива 1), яка описує зв'язок між напруженнями зминання та деформаціями отвору; точка B відповідає деформаціям 2%; точка U – максимуму напружень, коли з'єднання повністю зруйноване; точка G – завершенню етапу проковзування з'єднаних пластин, спричиненого руйнуванням прошарку клею, коли на заклепку повністю припадає прикладене зусилля.

За оцінками технічної спроможності використаної ОЦС, для навантажень, менших за ті, що відповідають точці M діаграми, максимальна відносна похибка визначення деформацій не перевищувала 0,1%, а далі, до моменту руйнування, становила не більше 1%. У табл. 1 наведено напруження, що відповідають точкам U , M , B і G діаграми для кожного зразка.

Для порівняння визначали деформації ε_{yy} за співвідношенням (2), використовуючи початкову відстань вимірювання $l_2 \approx 17,6$ мм (рис. 2, крива 2). Виявили, що за більших баз вимірювання деформації суттєво відрізняються від отриманих

за менших. Встановили середнє значення напруження зминання матеріалу одиночного з'єднання (табл. 1) і побудували усереднену діаграму напруження–деформації для багаторядного з'єднання аналогічної конструкції.

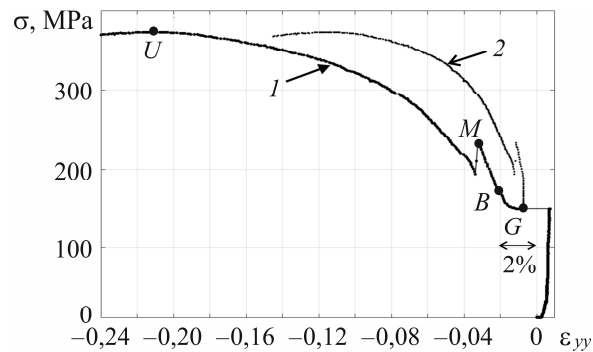


Рис. 2. Усереднена діаграма руйнування одиночного заклепкового з'єднання.

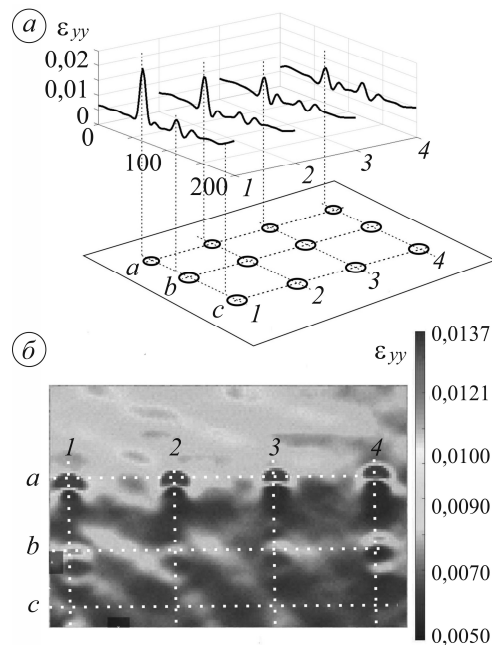


Рис. 3. Зразок багаторядного заклепкового з'єднання:
а – поле деформацій за навантаження $P = 60$ КН; б – профілі деформацій.

Таблиця 1. Напруження руйнування, МПа

Зразок	σ_G	σ_B	σ_M	σ_U
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 σ	143	202	246	390

Використовували зразок з багаторядним з'єднанням довжиною 320 мм, шириною 105 мм і товщиною 2 мм. У ньому пластини скріплювали трьома рядами заклепок з високоміцного алюмінієвого сплаву В65 з чотирма потайними головками у кожному ряду і зі стрингером у середньому. Діаметр заклепок в ряду *a* – 5 мм, а в рядах *b* та *c* – 6 мм. Під час випробувань зразок розтягали на машини FP-100. Отримані за допомогою ОЦС і алгоритмів ЦКЗ профілограми деформацій ε_{yy} подані на рис. 3а, а їх поле – на рис 3б.

За виразом (2) визначали локальні деформації ε_{yy} біля отворів у всіх контактних точках зразка, а за усередненою діаграмою руйнування $\sigma - \varepsilon_{yy}$ одиночного з'єднання (рис. 2) – напруження зминання σ . Встановили (табл. 2), що контактні елементи навантажені нерівномірно, найбільше – крайній ряд *a* заклепок. Зокрема, на елементи 1 та 2 цього ряду і в околі заклепки 1а овалізація отвору перевищує 2%, що свідчить про початок їх руйнування. Ряд *b*, підкріплений стрингером, навантажений рівномірніше. Найменше навантаження припадає на заклепки ряду *c*. Отже, найперевантаженіші крайні ряди у багаторядних з'єднаннях.

Стандартні інженерні методи розрахунку припускають рівномірне і незалежне навантаження усіх заклепок у ряду з'єднання. Тому розраховані напруження біля заклепок ряду *a* дорівнюватимуть ~ 145 МПа, а біля рядів *b* і *c* становитимуть 130 МПа. На практиці це не відповідає дійсності.

Таблиця 2. Напруження (МПа)/деформації (%) біля контактних елементів у багаторядному з'єднанні за навантаження 60 кН (рис. 3а)

Ряд	Елементи			
	1	2	3	4
<i>a</i>	191 / 2,5	168 / 1,8	159 / 1,3	156 / 1,2
<i>b</i>	154 / 1,1	152 / 1,0	150 / 0,9	151 / 1,0
<i>c</i>	145 / 1,0	140 / 0,9	136 / 0,7	138 / 0,8

Таким чином, за запропонованою експериментально-розрахунковою методикою можна уточнити відхилення розподілу напруження у контактних елементах багаторядного з'єднання, порівняти з отриманими стандартними методами і встановити найбільш навантажені елементи та оптимізувати розташування заклепок. Ці відмінності обумовлені багатьма чинниками: незбіжністю отворів у з'єднувальних пластинах, різними початковими натягами та зусиллями заклепки, технологічними відхиленнями, які неминучі під час виготовлення з'єднань листових матеріалів.

Цю особливість багаторядних з'єднань необхідно враховувати під час вибору оптимальної відстані між рядами заклепок. Запропоновану методику після доопрацювання можна поширити для контролю багаторядних з'єднань під час експлуатації літальних апаратів.

ВИСНОВКИ

Розроблено експериментально-розрахункову методику визначення напруження зминання у багаторядному заклепковому з'єднанні. За допомогою цифрового кореляційного оброблення зображень одиночних з'єднань отримано усереднену діаграму напруження–деформації, за якою оцінено напруження у багаторядному з'єднанні аналогічної конструкції. Виявлено відхилення розподілу напруження, розрахованого стандартними інженерними методами, від реального у контактних елементах багаторядного з'єднання, яке необхідно враховувати для ви-

бору оптимальної відстані між рядами заклепок під час проєктування та відпрацювання технології виготовлення. Запропоновану методику перевірено під час випробування зразків з заклепковими з'єднаннями, виготовлених з дюралюмінієвих пластин Д16-Т.

1. Pitt, S.; Jones, R. Multiple-site and widespread fatigue damage in aging aircraft. *Engineering Failure Analysis* **1997**, *4* (4), 237–257. [https://doi.org/10.1016/S1350-6307\(97\)00020-4](https://doi.org/10.1016/S1350-6307(97)00020-4)
2. McEvily, A.J. *Metal Failures: Mechanisms, Analysis, Prevention*; John Wiley & Sons, 2002. <https://doi.org/10.1115/1.1483355>
3. Ignatovich, S.R.; Krasnopol'skii, V.S. Probabilistic Distribution of Crack Length in the Case of Multiple Fracture. *Strength of Materials* **2017**, *49* (6), 760–768. <https://doi.org/10.1007/s11223-018-9921-9>
4. Donets, O. et al. Structural and technological solutions intended to provide static strength and lifetime of regional passenger aircraft. *Open information and computer integrated technologies* **2018**, *82*, 4–26. (In Ukrainian).
5. Huang, W. et al. Fatigue reliability assessment of riveted lap joint of aircraft structures. *International Journal of Fatigue* **2012**, *43*, 54–61. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2012.02.005>
6. Sakai, T. *Bolted Joint Engineering: Fundamentals and Applications*; Beuth Verlag GmbH, 2008.
7. Tsai, M.Y.; Morton, J. Stress and Failure Analysis of a Pin-Loaded Composite Plate: An Experimental Study. *J. of Comp. Mat.* **1990**, *24*, 1101–1120. <https://doi.org/10.1177/002199839002401005>
8. Scalea, F.L.; Hong, S.S.; Cloud, G.L. Whole-field Strain Measurement in a Pin-loaded Plate by Electronic Speckle Pattern Interferometry and the Finite Element Method. *Experimental Mechanics* **1998**, *38* (1), 55–60. <https://doi.org/10.1007/BF02321268>
9. Maksymenko, O. et al. Digital image correlation technique for thin beam specimen deformation and material moduli of elasticity measurements. *Fracture Mechanics of Materials and Structural Integrity, Proceedings of 5th International Conference*, Lviv, Ukraine, June 24–27, 2014; Panasyuk, V.V., Ed.; pp 367–372.
10. Ivanyts'kyi, Y.L.; Maksymenko, O.P.; Hvozdyuk, M.M.; Muravskiy, L.I.; Molkov, Yu.V. Method of determining the stiffness of a mechanical connection “composite–metal”. UA116508, 2017. (In Ukrainian).
11. Maksymenko, O.P.; Ivanyts'kyi, Y.L.; Hvozdyuk, M.M. Evaluation of the Stiffness of a Composite–Metal Joint by the Method of Digital Image Correlation. *Materials Science* **2015**, *50* (6), 817–823. <https://doi.org/10.1007/s11003-015-9788-x>
12. Maksymenko, O.P. Fast algorithm of sub-pixel image alignment. *Information Extraction and Processing* **2014**, *41*, 70–76. (In Ukrainian)
13. Maksymenko, O.P.; Sakharuk, O.M. Improving the reliability of 2D DIC by using Fourier-Mellin transform. *Digital image correlation advanced methods and applications*; Chambers, D., Ed.; Materials Science and Technologies Series; Nova Science Publishers, 2017; pp 1–36.
14. Ivanyts'kyi, Y.L. et al. Evaluation of the Strength of Bolted Joints of Composite Plates. *Materials Science* **2019**, *55* (2), 265–271. <https://doi.org/10.1007/s11003-019-00298-9>
15. Maksymenko, O.P. et al. Distribution of Crushing Stresses in Multirow Riveted Joints. *Materials Science* **2023**, *58*, 369–376. <https://doi.org/10.1007/s11003-023-00673-7>
16. Maksymenko, O.P.; Ivanyts'kyi, Y.L.; Hvozdyuk, M.M. Assessment of the strength of mechanical joints of sheet materials by the optical-digital method. *Mechanics: modernity and prospects – 2024, Proceedings of the international scientific conference*. Lviv, Ukraine, October 7–11, 2024; pp 230–232. (In Ukrainian)
17. Kirkakh, A.B. Problem of the strength of screw connections based on layered composites plastics. *Dynamics and Strength of Machines* **2011**, *62*, 45–54. (In Ukrainian).
18. Dvairin, A.Z. Review and analysis of problem state of experiment-calculated support of design of aircraft units from polymer composites with mechanical junction of parts. *Open Information and Computer Integrated Technologies* **2014**, *66*, 5–19. (In Ukrainian).

Одержано 09.06.2025

ORCID iDs

Nazarchuk Z.T.  <https://orcid.org/0000-0003-0402-0570>

Maksymenko O.P.  <https://orcid.org/0000-0002-2905-1771>

Kulynych Ya.P.  <https://orcid.org/0000-0003-2148-6006>