

АНОТАЦІЯ

Дивдик О. В. «Підвищення залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій пластичним деформуванням матеріалу в околі отворів». – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії в галузі знань 131 “Прикладна механіка” за спеціальністю 13 “Механічна інженерія”. - Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя. Тернопіль, 2020.

Дана робота стосується актуальної науково-технічної проблеми підвищення залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій з концентраторами напружень. Високі вимоги до надійності конструкцій і їх безпечної експлуатації мають особливе значення в умовах циклічного навантаження і високих напружень. Важливою є наукова задача оцінки залишкової довговічності конструктивних елементів з експлуатаційними пошкодженнями (втомними тріщинами) в околі функціональних і кріпильних отворів з підвищеними вимогами до безпечної експлуатації.

У вступі обґрунтовано актуальність дослідження, наведено зв’язок роботи з науково-дослідною темою, поставлено мету та визначено завдання дослідження, об’єкт та предмет дослідження, наведено перелік методів дослідження, що застосовувались для досягнення мети дисертаційної роботи. Сформульовано наукову новизну, практичне значення отриманих результатів та особистий творчий внесок здобувача. Подано відомості щодо апробації та опублікування результатів дослідження.

У першому розділі зроблено огляд праць за темою дисертації та подано стислий аналіз сучасного стану проблеми. Проаналізовано методи підвищення довговічності і залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій з концентраторами напружень.

У другому розділі описано методики дослідження росту втомних тріщин і залишкової довговічності пластин із зміцненими отворами з набутими втомними

пошкодженнями за сталої амплітуди навантаження, моделювання методом скінчених елементів (МСЕ) напружено-деформованого стану пластин з отворами під час технологічної обробки. Розроблено технологію і методику дорнування алюмінієвих пластин з набутими втомними пошкодженнями в околі функціональних отворів, відповідний інструмент для дорнування, а також необхідну оснастку, які захищені патентами на інтелектуальну власність. Методика реалізована на базі сервогідравлічної випробувальної машини СТМ-100 з керуванням від ПК і автоматизованою обробкою вимірювальних даних.

У третьому розділі описано результати моделювання МСЕ механічної поведінки матеріалів з ефектом пам'яті форми та моделювання полів напружень і залишкових напружень в пластинах в околі отворів. Визначено розподіл полів залишкових стискувальних напружень після відносного розширення отвору дорнуванням і комбінованим дорнуванням. Досліджено вплив відносного розширення отворів на розподіл залишкових напружень в околі отворів різного діаметру. МСЕ змодельовано вплив циклічного навантаження на механічну поведінку і функціональні властивості псевдопружного Ni-Ti сплаву з пам'яттю форми за одновісного розтягу. Отримано апроксимаційні залежності між напруженням і деформацією за верхньою огинаючою та усередненими значеннями діаграми деформування. Встановлено, що за однакового відносного розширення отвору незалежно від типу дорнування залишкові напруження на його поверхні і в середній по товщині ділянці зменшуються із збільшенням діаметра отвору. Досліджено, що незалежно від діаметру отвору, методу і типу дорнування розрахункові стискувальні залишкові напруження максимальні в середній по товщині ділянці зразка і найменші на поверхні.

У четвертому розділі описано основні закономірності впливу натягу дорнування на залишкову довговічність алюмінієвих пластин з попередніми втомними пошкодженнями в околі функціональних отворів. Досліджено вплив дорнування і комбінованого дорнування на кінетику росту втомних тріщин за сталої амплітуди навантаження. Обґрунтовано параметри дорнування і комбінованого дорнування за критеріями максимальної залишкової

довговічності. Обґрунтовано більшу ефективність методу комбінованого дорнування пластин із алюмінієвого сплаву Д16чТ з втомними пошкодженнями в околі отвору порівняно із дорнуванням.

Дослідження проведені на основі розробленої методики дорнування та комбінованого дорнування пластин з отворами з алюмінієвого сплаву, з пошкодженнями у вигляді чвертькругової втомної тріщини з виходом на поверхню пластини.

Методи дослідження впливу натягу дорнування на кінетику росту втомних тріщин базуються на підходах механіки деформівного твердого тіла, механіки руйнування та втомного руйнування, методі скінченних елементів. Достовірність здобутих результатів підтверджується використанням сертифікованої модернізованої електрогідравлічної машини СТМ-100, стереоскопічного мікроскопу для спостереження за ростом тріщини, що дало змогу отримати необхідну точність і достовірність результатів експериментальних досліджень. Застосуванням чисельного моделювання МСЕ напружено-деформованого стану і задовільним узгодженням результатів обчислень із експериментальними і чисельними даними інших авторів.

За результатами чисельного моделювання з використанням МСЕ виявлено основні закономірності впливу натягу дорнування і комбінованого дорнування на розподіл полів напружень та залишкових напружень в пластинах з отворами різного діаметру. Встановлено, що комбіноване дорнування до 35 % підвищує залишкові стискувальні напруження біля отворів порівняно із дорнуванням. Показано, що максимальні стискувальні напруження спричинені дорнуванням, незалежно від діаметру отвору (8 – 12 мм) виникають у середній по товщині ділянці пластини.

Із збільшенням діаметру отвору за однакового натягу дорнування спостерігається тенденція до збільшення залишкового розкриття тріщини після дорнування та комбінованого дорнування.

Виявлено, що швидкість розвитку втомної тріщини біля отвору після дорнування з натягом $i = (2,4 - 2,8) \%$ майже не залежить від діаметру отвору (8

– 12 мм) за однакового розмаху коефіцієнта інтенсивності напружень. Досліджено, що дорнування та комбіноване дорнування сповільнює ріст тріщини порівняно із зразками без зміцнення, причому цей ефект більший після комбінованого дорнування. Із збільшенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм загалом спостерігається зменшення приросту тріщини за однакової кількості циклів навантаження.

Виявлено, що дорнування і комбіноване дорнування отворів з втомними пошкодженнями значно підвищує залишкову довговічність пластин із алюмінієвого сплаву Д16чТ. Зокрема залишкова довговічність пластин із попередньою тріщиною довжиною 1 мм після комбінованого дорнування $i = 2\%$ підвищується у 9,6 разів, а після дорнування з натягом $i = 2,7\%$ – у 9 разів. Це вказує на більшу ефективність методу комбінованого дорнування з точки зору підвищення ресурсу елементів конструкцій з концентратором напружень.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в науковому обґрунтуванні та вирішенні важливого наукового завдання підвищення залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій з втомними пошкодженнями біля кріпильних отворів шляхом холодного пластичного деформування матеріалу в їх околі. При цьому одержано такі наукові результати:

- розроблено оригінальні методики підвищення залишкової довговічності конструкцій з концентраторами напруження шляхом комбінованого пружно-пластичного деформування отворів та з використанням робочих інструментів з пам'яттю форми;

- з використанням МСЕ встановлено основні закономірності впливу натягу дорнування та комбінованого дорнування на розподіл полів напружень та залишкових напружень в околі отворів різного діаметру;

- виявлено основні закономірності впливу натягу дорнування і комбінованого дорнування отворів в пластинах із алюмінієвого сплаву Д16чТ із попереднім втомним пошкодженням на кінетику росту втомних тріщин і залишкову довговічність;

– обґрунтовано параметри дорнування та комбінованого дорнування отворів в пластинах із алюмінієвого сплаву Д16чТ з попереднім втомним пошкодженням за критерієм залишкової довговічності та доведено більшу ефективність методу комбінованого дорнування порівняно із дорнуванням.

Практичне значення одержаних результатів досліджень, теоретичних узагальнень та розробок, полягає у вирішенні проблеми, яке мають важливе прикладне значення. Результати дослідження в частині виявлених основних закономірностей впливу натягу дорнування на залишкову довговічність елементів авіаційних конструкцій із алюмінієвого сплаву Д16чТ з експлуатаційними пошкодженнями біля кріпильних отворів, а також методики підвищення ефективності холодного розширення отворів в пластинах, яка оснований на комбінованому дорнуванні, можуть бути використані при продовженні ресурсу експлуатованих авіаційних конструкцій. Результати досліджень буде включено до рекомендацій з ремонту і відновлення конструкцій літаків АН та проектування високонавантажених з'єднань силових деталей конструкцій.

Ключові слова: пластина з отвором, алюмінієвий сплав, сплав із пам'яттю форми, фазові перетворення, аустеніт, мартенсит, розширення отвору, втомна довговічність, дорнування, комбіноване дорнування, форма фронту тріщини, швидкість росту втомної тріщини, коефіцієнт інтенсивності напруження.

SUMMARY

Dyvdyk O. V. «Increasing the residual lifetime elements of aircraft structures by plastic deformation of the material in the vicinity of the holes». – Qualification scientific work with the manuscript copyright.

PhD thesis in Engineering Sciences with major in 131 «Applied mechanics» (13 – Mechanical engineering). – Ternopil Ivan Puluj National Technical University, Ternopil, 2020.

This work concerns the topical scientific and technical problem of increasing the residual lifetime of elements of aircraft structures with stress concentrators. High requirements for the reliability of structures and their safe operation are of particular importance in conditions of cyclic loading and high stresses. An important scientific task is to assess the residual lifetime of structural elements with operational damage (fatigue cracks) in the vicinity of functional and mounting holes with high requirements for safe operation.

The introduction substantiates the relevance of the research, gives a link to the research topic, sets the purpose and defines the research objectives, object and subject of the study, lists the research methods used to achieve the goal of the dissertation. The scientific novelty, practical value of the obtained results and personal creative contribution of the applicant are formulated. Information on the validation and publication of the study results is provided.

The first section reviews the works on the topic of the dissertation and provides a brief analysis of the current state of the problem. Methods of increasing the lifetime and residual lifetime of elements of aircraft structures with stress concentrators are analyzed.

The second section describes methods for studying the growth of fatigue cracks and residual lifetime of plates with reinforced holes with preexisting damage at a constant load amplitude, simulation of the FEM stress-strain state of plates with holes during processing. The technology and technique of mandrel removal of aluminum plates with acquired fatigue damage in the vicinity of functional holes, the appropriate

tool for mandrels, as well as the necessary equipment, which are protected by intellectual property patents, have been developed. The technique is implemented on the basis of servo-hydraulic testing machine STM-100 with PC control and automated processing of measuring data.

The third section describes the results of the FEM modeling of the mechanical behavior of materials with the shape memory effect and the modeling of stress and residual stress fields in the plates vicinity the holes. The distribution of the fields of residual compressive stresses after the cold expansion of the mandrel hole and the combined mandrel is determined. The influence of the relative cold expansion of the holes on the distribution of residual stresses in the vicinity of the hole of different diameters is investigated. FEM modeling the effect of cyclic loading on the mechanical behavior and functional properties of pseudoelasticity of Ni-Ti alloy with shape memory under uniaxial tension. Approximation dependences between stress and strain on the upper envelope and average values of the strain diagram are obtained. It is established that with the same relative expansion of the hole, regardless of the type of mandrel, the residual stresses on its surface and in the medium-thick section decrease with increasing hole diameter. It is investigated that regardless of the hole diameter, method and type of mandrel, the calculated compressive residual stresses are maximum in the middle of the thickness of the sample and the smallest on the surface.

The fourth section describes the basic patterns of the effect of mandrel tension on the residual lifetime of aluminum plates with pre-fatigue damage in the vicinity of the functional holes. The influence of mandrel and combined mandrel on the growth kinetics of fatigue cracks at a constant load amplitude was studied. The parameters of mandrel and combined mandrel by the criteria of maximum residual lifetime are substantiated. The greater efficiency of the method of combined mandreling of plates made of aluminum alloy D16chT with fatigue damage in the vicinity of the hole compared to mandreling is substantiated.

The research was carried out on the basis of the developed method of mandrel and combined mandrel of plates with holes made of aluminum alloy, with damage in the form of a quarter-circle fatigue crack with access to the surface of the plate.

Methods for studying the effect of mandrel tension and growth kinetics of fatigue cracks are based on the approaches of the mechanics of a deformable solid, the mechanics of fracture and fatigue fracture, and the finite element method. The reliability of the obtained results is confirmed by the use of a certified modernized electrohydraulic machine STM-100, stereoscopic microscope to observe the growth of cracks, which allowed to obtain the necessary accuracy and reliability of experimental results. Application of finite modeling on of the FEM stress-strain and satisfactory agreement of the results of calculations with experimental data and numerical data of other authors.

According to the results of finite modeling using FEM, the main regularities of the influence of mandrel tension and combined mandrel on the distribution of stress fields and residual stresses in the plates of holes of different diameters are revealed. It is established that the combined mandrel up to 35 % increases the residual stresses at the holes compared to mandrel. It is shown that the maximum compressive stresses caused by mandrel, regardless of the diameter of the hole (8 – 12 mm) occur in the average thickness of the plate.

As the diameter of the hole increases with the same mandrel tension, there is a tendency to increase the residual crack opening after static and combined mandrels.

It was found that the rate of development of a fatigue crack near the hole after mandrel with cold expansion $i = 2.4 - 2.8 \%$ almost does not depend on the diameter of the hole (8 – 12 mm) with the same scope of the stress intensity factor. It was investigated that mandrel and combined mandrel slows crack growth compared to samples without reinforcement, and this effect is greater after combined mandrel. With an increase in the hole diameter from 8 mm to 12 mm, there is generally a decrease in the crack growth with the same number of load cycles.

It was found that mandrels and combined mandrels of holes with fatigue damage significantly increases the residual lifetime of plates made of aluminum alloy D16chT. In particular, the residual lifetime after the combined mandrel with cold expansion degree $i = 2 \%$ increases – 9.6 times, and after mandrel with cold expansion degree $i =$

2.7 % – 9 times. This indicates a greater efficiency of the method of combined mandrel in terms of increasing the life of structural elements with a stress concentrator.

The scientific novelty of the obtained results in the scientific substantiation and solution of an important scientific problem of increasing the residual durability of elements of aircraft structures with fatigue damage near the mounting holes by cold plastic deformation of the material around the holes. The following scientific results were obtained:

- original methods of increasing the residual lifetime of structures with stress concentrators by combined elastic-plastic deformation of holes and with the use of working tools with shape memory alloys;
- using the FEM, the basic regularities of the influence of the mandrel tension and the combined mandrel on the distribution of stress fields and residual stresses in the vicinity of holes of different diameters are established;
- main regularities of the influence of mandrel tension and combined mandrel tension in plates of aluminum alloy plates D16chT with pre-fatigue damage on the growth kinetics of fatigue cracks and residual lifetime are revealed;
- parameters of mandrels and combined mandrels of holes in plates of aluminum alloy D16chT with pre-fatigue damage by the criterion of residual lifetime are substantiated and the greater efficiency of the method of combined mandrels compared to mandrels is proved.

The practical significance of the obtained results of research, theoretical generalizations and developments, solved problems that have important applied value. The results of the study in terms of the identified patterns of influence of mandrel tension on the residual lifetime of elements of aircraft structures made of aluminum alloy D16chT with pre-damage near mounting holes, as well as methods to improve the efficiency of cold expansion of holes in plates, which is based on combined mandrel, can be used operated aircraft structures. The results of the research will be included in the recommendations for the repair and restoration of structures of aircraft of the AN and the design of high-load joints of power detail of structures.

Key words: plate with hole, aluminum alloy, shape memory alloys, phase transformations, austenite, martensite, cold expansion hole, residual lifetime, cold expansion degree, crack, crack front, fatigue crack growth, stress intensity factor, preexisting crack.

Список публікацій здобувача за темою дисертації

1. Yasniy P. V., Dyvdyk O. V., Lutsyk N. S., Yasnii V. P. Modelling of mechanical behaviour of shape memory alloys using finite elements method. *Scientific Journal of TNTU*. Ternopil, 2018. Vol 91. No 3. P. 7–15. **ISSN: 2522-4433**. https://doi.org/10.33108/visnyk_tntu2018.03.007 (Індексується в Index Copernicus).

2. Ясній П. В., Дивдик О. В., Ясній В. П. Моделювання холодного пластичного деформування отворів у зразках із сплаву з пам'яттю форми. *Фізико-хімічна механіка матеріалів*. Львів, 2020. Вип. № 2 (56), С. 46-51. **ISSN: 0430-6252**.

Yasnii, P. V., Dyvdyk, O. V. Iasnii, V. P. Modeling of Cold Plastic Deformation of the Holes Made in Specimens of Shape-Memory Alloy. *Mater. Sci.* 2020. **ISSN: 1573-885X, 1068-820X**. <https://doi.org/10.1007/s11003-020-00414-0> (Індексується в Scopus та Web of Science Core Collection).

3. Yasniy P., Dyvdyk O., Iasnii V., Yasniy O. Prediction of SMA residual lifetime taking into account mechanical properties under constant amplitude loading. *Scientific Journal of TNTU*. Ternopil, 2020. Vol 98. No 2. P. 5–13. **ISSN: 2522-4433**. https://doi.org/10.33108/visnyk_tntu2020.02.005 (Індексується в Index Copernicus).

4. Ясній П. В., Дивдик О. В., Ясній В. П. «Інструмент із сплаву з пам'яттю форми для зміцнення отворів в пластинах» Пат. 135429. Україна, МПК В24В 39/00; опубл. 26.06.2019, Бюл. № 12.

5. Ясній П. В., Дивдик О. В., Ясній В. П. «Інструмент із сплаву з пам'яттю форми для зміцнення отворів в пластинах» Пат. 132422 Україна, МПК В24В 39/00; опубл. 25.02.2019, Бюл. № 4.

6. Ясній П. В., Дивдик О. В., Ясній В. П. «Спосіб холодного зміцнення отворів» Пат. 144432 Україна, МПК В23Р 9/00 опубл. 26.09.2020, Бюл. № 18.

7. Дивдик О. В., Ясній В. П. Моделювання поведінки сплавів з пам'яттю форми методом скінченних елементів. *V міжнародна науково-практична конференція молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“, 17-18 листопада 2016 року.* Тернопіль, 2016. Том I. С. 189.
8. Дивдик О. В., Ясній В. П. Моделювання поведінки сплавів з пам'яттю форми методом скінченних елементів. *XX наукова конференція ТНТУ ім. І. Пулюя, 17-18 травня 2017 року.* Тернопіль, 2017. С. 141.
9. Ясній В. П., Дивдик О. В., Лисенко Я. Р. Моделювання МСЕ механічної поведінки сплавів з пам'яттю форми. *V міжнародна науково-технічна конференція «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», 19-22 вересня 2017 року.* Тернопіль, 2017. С. 60–62.
10. Дивдик О. В. Моделювання вигину сплавів із пам'яттю форми. *VI міжнародна науково-технічна конференція молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій», 16-17 листопада 2017 року.* Тернопіль, 2017. Том I. С. 92–93.
11. Дивдик О. В., Ясній В. П., Цимбалюк Л. І., Луцик Н. С. Моделювання псевдопружної поведінки сплавів із пам'яттю форми за статичного навантаження розтягом. *Міжнародна науково-технічна конференція «Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій», 22-24 травня 2018 року.* Тернопіль, 2018. С. 180–181.
12. Дивдик О. В., Луцик Н. С. Моделювання ефекту пам'яті форми методом скінченних елементів. *VII міжнародна науково-технічна конференція молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій», 28-29 листопада 2018 року.* Тернопіль, 2018. Том 1. С. 25–26.
13. Дивдик О. В. Моделювання ефекту пам'яті форми методом скінченних елементів. *II міжнародна студентська науково-технічна конференція «Природничі та гуманітарні науки. Актуальні питання», 25-26 квітня 2019 року.* Тернопіль, 2019. С. 156–157.

14. Дивдик О. В., Ясній П. В. Чисельне математичне моделювання холодного пластичного деформування отворів із сплаву з пам'яттю форми. VI міжнародна науково-технічна конференція «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», 24-27 вересня 2019 року. Тернопіль, 2019. С. 98–101.

15. Дивдик О. В. Пластичне деформування отворів інструментом із Ni-Ti сплаву. VIII міжнародна науково-технічна конференція молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій», 27-28 листопада 2019 року. Тернопіль, 2019. С. 22.