

Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя  
Міністерство освіти і науки України

Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя  
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**Дивдик Олександр Васильович**

УДК 539.3

## **ДИСЕРТАЦІЯ**

**Підвищення залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій  
пластичним деформуванням матеріалу в околі отворів**

131 – Прикладна механіка

13 – Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,  
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

\_\_\_\_\_ О. В. Дивдик \_\_\_\_\_  
підпис ініціали та прізвище дисертанта

Науковий керівник: Ясній Петро Володимирович, член-кореспондент НАН  
України, доктор технічних наук, професор

Тернопіль – 2020

## 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 огибаючою та усередним 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 основані 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](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](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.

## Зміст

Зміст .....	14
Перелік умовних скорочень та позначень .....	16
Вступ.....	18
<b>Розділ 1. Методи підвищення довговічності і залишкової довговічності елементів конструкцій з отворами .....</b>	<b>24</b>
1.1. Технології підвищення втомної довговічності елементів конструкцій з отворами, основані на пластичному деформуванні матеріалу .....	24
1.2. Технології підвищення залишкової довговічності, основані на пластичному деформуванні матеріалу з набутими експлуатаційними пошкодженнями .....	30
1.3. Вплив натягу дорнування на довговічність і залишкову довговічність .....	32
1.4. Вплив натягу дорнування на кінетику поширення втомних тріщин.....	35
1.5. Застосування сплавів з пам'яттю форми для зміцнення елементів конструкцій з отворами .....	45
1.6. Особливості моделювання МСЕ напружено-деформованого стану елементів конструкцій із сплаву з пам'яттю форми .....	47
1.7. Висновки .....	52
<b>Розділ 2. Методики дослідження кінетики росту втомних тріщин і залишкової довговічності пластин із зміцненими отворами.....</b>	<b>54</b>
2.1. Технологія і методики дорнування алюмінієвих пластин з набутих втомних пошкодженнями в околі функціональних отворів .....	54
2.2. Методика холодного розширення отворів з використанням інструменту із сплаву з пам'яттю форми .....	59
2.3. Методика комбінованого дорнування отворів .....	63
2.4. Методика експериментального дослідження швидкості росту втомної тріщини в алюмінієвих пластинах із зміцненими отворами за сталої амплітуди навантаження .....	65

2.5. Зразки і формули для визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень .....	69
2.6. Висновки .....	76
<b>Розділ 3. Моделювання холодного пластичного деформування пластини з отвором з використанням інструменту із сплаву з пам'яттю форми .....</b>	<b>78</b>
3.1. Моделювання механічної поведінки матеріалу з ефектом пам'яті форми чисельним методом.....	78
3.2. Моделювання полів напружень та залишкових напружень після дорнування методом скінченних елементів .....	83
3.3. Вплив натягу дорнування і комбінованого дорнування пластин з отворами на поля напружень і залишкових напружень .....	103
3.4. Висновки .....	119
<b>Розділ 4. Основні закономірності впливу натягу дорнування і діаметру отвору на кінетику розвитку тріщини та залишкову довговічність алюмінієвих пластин з попередніми втомними пошкодженнями в околі функціональних отворів .....</b>	<b>121</b>
4.1. Вплив натягу дорнування на кінетику росту втомної тріщини за сталої амплітуди навантаження .....	121
4.2. Вплив натягу комбінованого дорнування на кінетику росту втомної тріщини за сталої амплітуди навантаження .....	134
4.3. Вплив натягу дорнування і комбінованого дорнування пластин на залишкову довговічність елементів конструкцій.....	146
4.4. Висновки .....	152
Загальні висновки.....	154
Список використаних джерел.....	156
Додаток А. акт впровадження .....	169

## Перелік умовних скорочень та позначень

Д	– дорнування;
ЕІМ	– електроіскровий метод;
ЗВ	– закриття тріщини;
КДВР	– кінетична діаграма втомного руйнування;
КДМ	– комбіноване дорнування, змодельоване за діаграмою деформування за максимальними напруженнями;
КДС	– комбіноване дорнування, змодельоване за діаграмою деформування за усередненими напруженнями;
КІН	– коефіцієнт інтенсивності напружень;
КРМ	– діаграма деформування за максимальними напруженнями за комбінованого розтягу;
КРС	– діаграма деформування за усередненими напруженнями за комбінованого розтягу;
МСЕ	– метод скінченних елементів;
ПЗ	– пластична зона;
Р	– одновісний розтяг;
РВТ	– швидкість росту втомної тріщини.
СЕ	– скінченний елемент;
СПФ	– сплав з пам'яттю форми;
$a$	– довжина тріщини вздовж товщини зразка, мм;
$c$	– довжина тріщини на поверхні, мм;
$c_{cr}$	– критична довжина тріщини на поверхні, мм;
$D_0$	– початковий діаметру інструменту, мм;
$D_1$	– діаметр інструменту після деформації, мм;
$d$	– діаметр інструменту (дорна), мм;
$d_0, d_{поч}$	– діаметр отвору пластин до деформування, мм;
$d_1, d_{кін}$	– діаметр отвору пластин після деформування, мм;
$d_6$	– діаметр бурта, мм;



$da/dN$	– швидкість РВТ вздовж товщини зразка, мм/цикл;
$dc/dN$	– швидкість РВТ на поверхні зразка, мм/цикл;
$E_a$	– модуль пружності аустеніту, МПа;
$E_m$	– модуль пружності мартенситу, МПа;
$i$	– натяг дорнування (відносного розширення), %;
$\Delta K$	– розмах коефіцієнту інтенсивності напружень, МПа $\cdot\sqrt{\text{м}}$ ;
$N_r$	– залишкова довговічність, цикл;
$\overline{N_{rc}}$	– відносна залишкова довговічність.
$\Delta P$	– розмах прикладеної сили, кН;
$R$	– коефіцієнт асиметрії циклу;
$S_0$	– початкове положення дорна, мм;
$T$	– температура, °С;
$t$	– товщина елемента конструкції, мм;
$t_0$	– товщина внутрішніх торців буртів, мм;
$T_{af}$	– температура старту фазових перетворень аустеніту, °С;
$T_{as}$	– температура старту фазових перетворень аустеніту, °С;
$T_{Mf}$	– температура фінішу фазових перетворень мартенситу, °С;
$T_{Ms}$	– температура старту фазових перетворень мартенситу, °С;
$W, t, b$	– товщина зразка, мм;
$x$	– довжина тріщини, мм;
$x_l$	– довжина концентратора, мм;
$\sigma$	– напруження, МПа;
$\Delta\sigma$	– розмах напружень, МПа;
$\sigma_y^{ress}$	– залишкові напруження, МПа;
$\sigma^{Ms}$	– напруження старту фазових перетворень мартенситу, МПа;
$\sigma^{Mf}$	– напруження фінішу фазових перетворень мартенситу, МПа;
$\sigma^{As}$	– напруження старту фазових перетворень аустеніту, МПа;
$\sigma^{Af}$	– напруження фінішу фазових перетворень аустеніту, МПа.

## Вступ

**Актуальність теми.** В реальних умовах експлуатації конструкційні елементи машин і механізмів, в більшості випадків, працюють під дією нерегулярного навантаження. Важливою є задача оцінки довговічності на етапі проектування і залишкового ресурсу машин з наявними пошкодженнями (втомними тріщинами) в елементах конструкцій з підвищеними вимогами до безпечної експлуатації. Проблема втоми матеріалів і конструкцій набула особливого значення завдяки швидкому розвитку багатьох галузей промисловості, таких як авіабудування, автомобільне і машинобудування. Високі вимоги до надійності конструкцій їх безпечної експлуатації мають особливе значення в умовах циклічного навантаження і високих напружень. Вплив пластичного деформування на довговічність силових конструктивних елементів з отворами досліджували Ю. А. Воробйов, Г. А. Кривов, С. А. Бичков, П. В. Ясній, Ball and Lowry, T. N. Chakherlou, S. J. Houghton, S. K. Campbell, F. Yucan, N. J. Panaskar, H. N. Gopalakrishna, M. Krishna, M. S. Vinod, A.V. Suresh, Т. Ю. Степанов. Вказана технологія зміцнення розробляється компаніями «Boeing», «Airbus», «NASA», «NAVAL», Fatigue Technology Inc., дослідницькою лабораторією Австралії, державне підприємство «АНОТОНОВ», University of Bristol, департаментом аеронавтичної інженерії Ізраїльського інституту технологій.

Зокрема, Ball і Lowry виявили, що залишкова довговічність алюмінієвих (сплаву 2124-T851) пластин з кутовими тріщинами біля кріпильного отвору збільшується після дорнування у 10-15 разів за сталої амплітуди навантаження. Компанія Fatigue Technology Inc. отримала двократне збільшення втомної довговічності зразків з отвором підданих циклічному напруцюванню 60 % і 80 % після холодного деформування отворів за технологією розрізної втулки.

Досліджені закономірності впливу натягу дорнування пластин із алюмінієвого сплаву і сталі з втомними пошкодженнями в околі отвору на поширення тріщин за сталої і змінної амплітуди навантаження. Обґрунтовано

початкову довжину кутової тріщини розміром 1,27 мм, яка може бути достовірно виявлена методами неруйнівного контролю. Отримані результати порівнюються із даними моделювання з використанням програми AFGROW, які в окремих випадках відрізняються до 150 %. На основі експериментальних досліджень, двовимірного і тривимірного моделювання методом скінчених елементів виявлено істотний вплив дорнування на розподіл залишкових напружень по товщині пластини та адекватність моделі рівномірного розширення отвору. Виявлено основні закономірності впливу деформаційного зміцнення на напружено-деформований стан в околі отворів. З нових перспективних методів холодної обробки слід відзначити метод подвійного дорнування та поєднання дорнування з тертям внаслідок додаткового обертання та дорнування в якості використання інструментів із сплавів із пам'яттю форми.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Роботу виконано у Тернопільському національному технічному університеті імені Івана Пулюя у рамках бюджетної теми згідно з тематичними планами наукових досліджень, де автор був виконавцем: «Методологія оцінювання довговічності і продовження ресурсу елементів авіаційних конструкцій з експлуатаційними пошкодженнями біля кріпильних отворів» (№ держреєстрації: 0118U003479, 2017 - 2020 р).

**Мета і задачі дослідження.** Метою роботи є підвищення залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій з втомними пошкодженнями біля кріпильних отворів. Для досягнення поставленої мети необхідно було вирішити наступні задачі:

- опрацювати методики холодного зміцнення отворів з втомними пошкодженнями дорнуванням та комбінованим дорнуванням (дорнування з одночасним накладанням циклічної складової);
- розробити методики дослідження впливу дорнування та комбінованого дорнування отворів із втомними пошкодженнями на залишкову довговічність та швидкість росту втомної тріщини;

- з використанням МСЕ виявити основні закономірності впливу натягу дорнування на розподіл полів напружень і залишкових напружень в елементах авіаційних конструкцій з отворами різного діаметру;
- дослідити вплив натягу дорнування і комбінованого дорнування на залишкове розкриття тріщини біля отворів різного діаметру;
- виявити основні закономірності впливу натягу дорнування і комбінованого дорнування отворів різного діаметру з втомними пошкодженнями на кінетику розвитку втомних тріщин за одновісного та комбінованого розтягу пластини;
- дослідити основні закономірності впливу натягу дорнування і комбінованого дорнування пластин з отворами різного діаметру з втомними пошкодженнями на їх залишкову довговічність.

**Об’єктом дослідження** є напружено-деформований стан та довговічність елементів авіаційних конструкцій із функціональними та кріпильними отворами.

**Предметом дослідження** є вплив натягу дорнування та діаметру отворів на швидкість росту РВТ та залишкову довговічність елементів авіаційних конструкцій з втомними пошкодженнями біля функціональних і кріпильних отворів.

**Методи дослідження.** Методи дослідження впливу натягу дорнування та кінетику росту втомних тріщин базуються на підходах механіки деформівного твердого тіла, механіки руйнування, механіки втомного руйнування та методі скінченних елементів.

**Достовірність здобутих результатів.** Підтверджується використанням сертифікованої модернізованої електрогідравлічної машини СТМ-100 керованої ПК з автоматизованою обробкою даних, стереоскопічного мікроскопу для спостереження за ростом тріщини, що дало змогу отримати необхідну точність і достовірність результатів експериментальних досліджень із застосуванням чисельного моделювання напружено-деформованого стану з використанням програмного комплексу ANSYS Workbench і задовільним узгодженням

результатів обчислень із експериментальними і чисельними даними інших авторів.

**Наукова новизна одержаних результатів:**

– 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 за критеріями залишкової довговічності та доведено більшу ефективність методу комбінованого дорнування порівняно із дорнуванням;

– обґрунтовано параметри дорнування і комбінованого дорнування отворів в пластинах із алюмінієвого сплаву Д16чТ з попередніми втомними пошкодженнями на кінетику росту втомних тріщин і залишкову довговічність.

**Практичне значення одержаних результатів.** Розроблена оригінальна методика підвищення ефективності холодного розширення отворів в пластинах, яка заснована на комбінованому дорнуванні, може бути застосована на авіаційних підприємствах для підвищення залишкового ресурсу елементів конструкцій з експлуатаційними пошкодженнями в околі функціональних чи кріпильних отворів. Результати дисертаційної роботи рекомендується для практичного використання при підвищенні залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій з концентраторами напружень.

**Особистий внесок здобувача.** Основу дисертаційної роботи складають результати, які отримані автором самостійно. В друкованих працях, написаних у співавторстві, автору належить:

- методика дорнування та комбінованого дорнування пластин з отворами з алюмінієвого сплаву з пошкодженнями у вигляді чвертькрової втомної тріщини з виходом на поверхню пластини;
- методика розрахунку методом скінченних елементів механічної поведінки СПФ та полів напружень та залишкових напружень в околі зміцнених отворів різного діаметру;
- основні закономірності впливу натягу дорнування на швидкість РВТ і залишкову довговічність пластин із алюмінієвого сплаву.

Науковий керівник роботи брав участь у формулюванні задач, обговоренні, аналізі, трактуванні одержаних результатів та можливостей їх практичного застосування.

**Апробація результатів дисертації.** Основні результати, викладені в дисертаційній роботі, доповідались і обговорювались на V міжнародній науково-технічній конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» (Тернопіль, 17-18 листопада 2016 р.); XX науковій конференції ТНТУ ім. І. Пулюя (Тернопіль, 17-18 травня 2017 р.); конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування» (Тернопіль, 19-22 вересня 2017 р.); VI міжнародній науково-технічній конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» (Тернопіль, 16-17 листопада 2017); міжнародній науково-технічній конференції «Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій» до 100 річчя з дня заснування НАН України та на вшанування пам'яті Івана Пулюя (Тернопіль, 22-24 травня 2018); VII міжнародній науково-технічній конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» (Тернопіль, 28-29 листопада 2018 р.); VII міжнародній науково-технічній конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» (Тернопіль, 28-29 листопада 2018р.); II міжнародній студентській науково-технічній конференції «Природничі та гуманітарні науки. Актуальні питання» (Тернопіль, 25-26 квітня 2019); VI міжнародній науково-технічній конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його

діагностування і прогнозування» (Тернопіль, 24-27 вересня 2019); VII міжнародній науково-технічній конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» (Тернопіль, 27-28 листопада 2019).

**Публікації.** Результати проведених досліджень за тематикою дисертаційної роботи опубліковані в 15 друкованих працях. З них – 2 статті у фахових виданнях з переліку МОН України категорії Б, одна входить у перелік категорії А, яка індексується у наукометричній базі Scopus, 9 в тезах і матеріалах доповідей науково-технічних конференцій. Розроблено 3 патенти на корисну модель.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертаційна робота складається із вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел. Загальний обсяг роботи становить 169 сторінок, в тому числі 111 рисунків, 15 таблиць, список використаних джерел складає 145 найменувань.

## **Розділ 1. Методи підвищення довговічності і залишкової довговічності елементів конструкцій з отворами**

### **1.1. Технології підвищення втомної довговічності елементів конструкцій з отворами, основані на пластичному деформуванні матеріалу**

Підвищення витривалості з'єднань дорнуванням отворів в авіаційних конструкціях є надзвичайно важливим для забезпечення безпеки експлуатації конструкції. Експлуатаційні навантаження призводять до процесів втоми, пошкодження структури матеріалу та накопичення дефектів. У авіації важливою задачею є дослідження навантажених функціональних отворів (трубопроводи паливної системи, тяги системи керування, кронштейни підвіски механізації та інших агрегатів) у стінках лонжеронів крила літака, які є концентраторами напружень і можуть бути місцями зародження втомних тріщин. У даний час довговічність зон з функціональними отворами забезпечується за допомогою встановлення підсилюючих накладок або монолітного потовщення ділянки навколо отвору (діаметр потовщення дорівнює мінімум 3 діаметри отвору).

Дослідженнями впливу технології обробки конструктивних елементів у зонах функціональних отворів на їх втомну довговічність присвячено багато робіт, зокрема [2–6]. Експериментальні дослідження проводили з метою оптимізації геометрії деформуючого інструменту і режимів процесу зміцнення. При цьому на перших парах питанню визначення НДС та залишкового НДС в зоні зміцнених отворів приділялася менша увага. Інтенсивний розвиток засобів обчислювальної техніки і методів чисельного аналізу конструкцій сприяли розширенню робіт спрямованих на моделювання холодного деформування отворів на НДС та залишкового НДС елементів конструкції [7].

Існуючі технологічні методи в ряді випадків є ефективним засобом підвищення втомної довговічності, які полягають у створенні різними способами залишкових напружень у зоні отворів шляхом пластичного деформування металу [8–22]. Для зміцнення отворів холодним пластичним деформуванням використовують різні технологічні методи: продавлювання сферичних куль чи



дорнів конічної форми з калібрувальною ділянкою [23–25], метод розрізної втулки [26, 27], бар’єрного обтискування [28].

Для зменшення негативного впливу концентраторів напружень у вигляді отворів, радіусних переходів і відновлення суцільності поверхневого шару деталі застосовуються методи місцевої зміцнюючої обробки, як: дорнування, розкочування, вигладжування [29, 30]. Але в окремих випадках ці методи недостатньо ефективні для підвищення втомної довговічності деталей і авіаційних конструкцій, що працюють в умовах циклічних навантажень.

Для досягнення заданих характеристик втомної довговічності фахівцями авіаційної промисловості розроблені більш ефективні методи зміцнення, зокрема метод місцевого глибокого пластичного деформування стінок отворів і зон, прилеглих до них [4, 8, 15, 18, 21]. Було проведено дослідження впливу різних технологічних методів і варіантів зміцнення циліндричних отворів різних діаметрів (6, 10, 16 і 20 мм) в зразках товщиною 6, 12, 20 і 38 мм з конструкційних алюмінієвих сплавів Д16Т, В95Т1 з поздовжнім розташуванням волокон. Поряд з цим аналізувався вплив зміцнення на деталі, в яких отвори виконані з гніздами під болти діаметром 8 мм прихованими головками. Ці сполучення діаметрів отворів і товщини зразків характерні для поперечних і поздовжніх стиків панелей, лонжеронів та кронштейнів (рис. 1.1) [31].

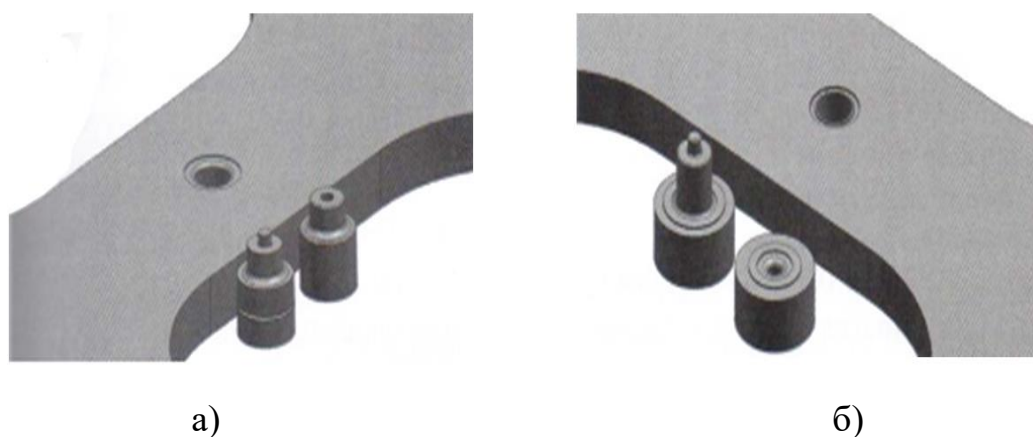


Рисунок 1.1. Методи обжимки (пуансони): для формоутворення концентричних підсічок, які прилягають до отвору та радіусного переходу (а); та для формоутворення концентричних кільцевих канавок навколо отвору (б)

Поверхнєве пластичне деформування є перспективним методом підвищення довговічності функціональних отворів деформування. Також при дорнуванні підвищується точність отвору, суттєво знижується шорсткість, підвищується мікротвердість поверхневого шару та частково або повністю нівелюється вплив дефектів виготовлення отвору, таких як задири, мікротріщини, вирви на циліндричній поверхні. Тому поверхнєве пластичне зміцнення функціональних отворів є актуальною задачею, як з точки зору зниження маси крила (відсутність накладок та монолітних потовщень) так і підвищення циклічної довговічності самого отвору.

Дорнування – ефективний метод калібрування і обробки внутрішніх поверхонь. Інструмент переміщується через отвір з натягом, він є основним технологічним параметром процесу. Процес виконується за один або декілька проходів інструменту. Калібрування підвищує точність отворів і забезпечує високу якість поверхні. Процес дорнування застосовується для обробки отворів (рис. 1.2), формоутворююча обробка застосовується для отримання на поверхні деталі дрібних шліців та інших рифлень. Товщина зміцненого шару при дорнуванні регулюється натягом, тобто різницею діаметрів дорна  $D$  до діаметру отвору  $d$ .

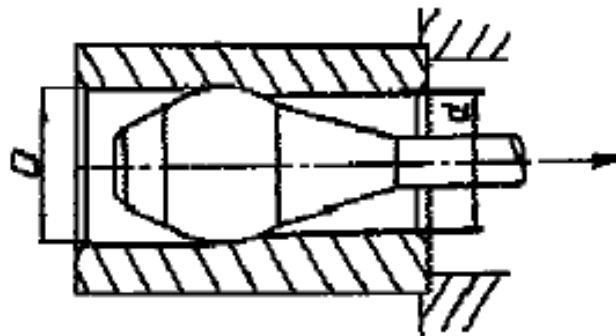


Рисунок 1.2. Схема технологічного процесу дорнування

Зміцнення елементів конструкції в зоні отворів прокаткою для значень оптимального натягу при розкачуванні отворів становить 0,6 – 0,8% [13]. Після розкачування з цим натягом отворів у пластині з алюмінієвого сплаву Д16Т величина залишкових напружень на глибині близько 0,3 мм досягає 160-200

МПа. Поблизу поверхні величина цих напружень зменшується в 2,5-4 рази. Застосування розкочування отворів під болти дозволяє збільшити довговічність болтових з'єднань в 2 – 3 рази.

Перевагами процесу розкочування отворів, крім зазначеного забезпечення сприятливого НДС поблизу отворів, є:

- зниження шорсткості поверхні отвору в результаті його розкочування;
- відсутність необхідності в застосуванні спеціального механізованого інструменту.

До недоліків процесу розкочування отворів слід віднести:

- відхилення діаметрів отворів після розкочування, що перевищують граничні відхилення;
- складність конструкції розкатника і, відповідно, їх висока вартість;
- неможливість створення надійної конструкції розкатника для обробки отворів діаметром менше 8 мм;
- необхідність періодичного регулювання розкатників для забезпечення заданої точності обробки отворів;
- необхідність витримування в процесі розкочування осьової подачі в межах 0,4 – 0,8 мм/об. Розкочування з меншою подачею приводить до багаторазового прокочування роликів по одному і тому ж місцю поверхні отвору, що викликає перенаклеп і лущення поверхні.

Зміцнення елементів конструкції в зоні отворів дорнуванням через технологічну втулку. При обтисненні стінок отвору розрізною втулкою в результаті протягування через неї конусної оправки на оброблюваній поверхні утворюються кільцеві поглиблення [15].

Метод застосовується для зміцнення кромek усередині отвору в конструкціях, що складаються з декількох елементів. При необхідності зміцнення всієї поверхні стінок отвору після першого обтиску кільце знімають, що дозволяє змістити втулку з виступами на півкроку. Після зміцнення отвір калібрують до необхідного розміру.

Оптимальна висота виступів на втулці буде в межах 0,02 – 0,1 діаметра отвору, який зміцнюється. Одночасно відбувається утворення одного або двох кільцевих заглиблень, тому при збільшенні висоти отвору зусилля протягування не змінюються.

Методи поверхневого пластичного деформування нормуються згідно з ГОСТ 18296–72 і поділяються на статичні та ударні. При статичних методах обробки робочий інструмент діє на поверхню зі сталою силою  $P$ . При цьому сили інерції суттєво не впливають на поверхнєве пластичне деформування. При ударних методах робочий інструмент багатократно діє на всю оброблювану поверхню чи її частини, при цьому діюча сила  $P$  у кожному циклі змінюється від нуля чи від певного значення  $P_1$  до максимального значення. Інструментами для поверхневого пластичного деформування можуть бути ролик, куля, дорн та ін. Статичні методи зазвичай забезпечують меншу шорсткість поверхні. За допомогою ударних методів можливо досягти значного зміцнення оброблюваної поверхні, яке характеризується підвищенням мікротвердості, створенням залишкових стискаючих напружень та глибиною зміцненого шару. Однак обробка деякими ударними методами поступається за ступенем зміцнення обробці статичними методами, наприклад, при віброударній обробці ступінь зміцнення, зазвичай, менша ніж при накатуванні. Обробка поверхні основана на пластичному деформуванні тонкого шару металу порівняно зі шліфуванням, поліруванням та доводкою має ряд переваг [32–35]:

- зберігається цілісність волокон металу й утворюється дрібнозерниста структура в поверхневому шарі;
- відсутнє викришування оброблюваної поверхні частинками шліфувальних кругів, полірувальних паст;
- відсутні термічні дефекти;
- стабільні процеси обробки, які забезпечують сталу якість поверхні;
- можливо досягати мінімального параметру шорсткості поверхні ( $R_a = 0,1 - 0,05$  мкм та менше) зберігаючи початкову форму заготовок;

- можливо зменшити шорсткість поверхні в кілька разів за один робочий хід інструменту;
- створюються позитивні залишкові стискаючі напруження у поверхневому шарі оброблюваного матеріалу;
- плавно і стабільно підвищується мікротвердість поверхні.

Поверхневий шар деталей при обробці методами поверхневого пластичного деформування формується у результаті взаємодії складних процесів, які проходять у зоні деформування та прилеглих зонах: багатократних пружних та пластичних деформацій, зміни міцності та пластичних властивостей металу, тертя й теплових процесів, зміни мікро, макроструктури та мікрогеометрії поверхні.

Основні параметри поверхневого пластичного деформування:

- пружна та пластична деформація в зоні деформування;
- площа контакту інструменту з оброблюваною поверхнею;
- сила дії на інструмент;
- напруження, що виникають під дією цієї сили;
- кратність прикладання сили.

Шляхом поверхневого пластичного деформування підвищують втомну довговічність за малоциклової та багатоциклової втоми, при низьких і високих температурах (до  $T = 800$  °C). Особливо ефективним є використання поверхневого зміцнення за наявності концентраторів напружень. Розрізняють концентратори двох видів: конструкторські (виточки, отвори, гантелі) і технологічні (пори, вирви металу, мікротріщини на поверхні, які виникають внаслідок механічної обробки деталей). Довговічність деталей з концентраторами напружень після поверхневого зміцнення підвищується у 2 і більше разів. Обробка поверхневим пластичним деформуванням дозволяє частково або повністю нівелювати вплив концентраторів напружень та виробничих мікрodefektів. Зі збільшенням глибини залягання залишкових напружень та їх значення втомна довговічність зазвичай підвищується.

## 1.2. Технології підвищення залишкової довговічності, основані на пластичному деформуванні матеріалу з набутими експлуатаційними пошкодженнями

Аналіз літературних даних свідчить про багато випадків експлуатаційних пошкоджень силових елементів конструкцій різних типів авіаційних конструкцій, зокрема у вигляді тріщин, спричинених втомою матеріалу під дію циклічного навантаження. Огляд пошкоджень елементів авіаційних конструкцій описано зокрема в роботі [36]. Тріщини фіксували під час планових і позапланових інспекцій і в більшості випадків тріщини зароджувалися із концентраторів напружень у вигляді отворів, кріпильних чи функціонального призначення. Зокрема, під час обслуговування правого крила нижньої поперечини літака Embraer Emb 145LR, Канадійської цивільної авіації була виявлена тріщина на крилі станції (рис. 1.3, 1.4) [37]. Відмічається випадок розтріскування внутрішнього кута фітинга, пов'язаного з центральним коробом центроплана літака Airbus A-300 [38].

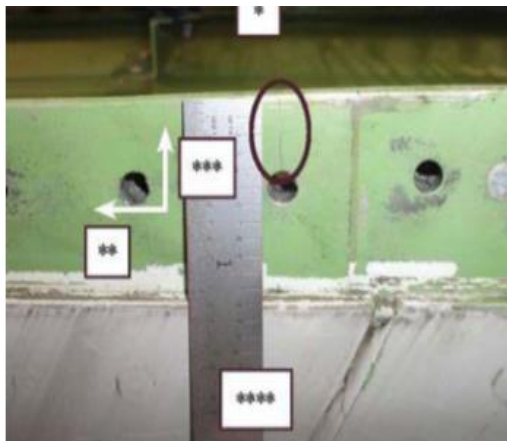


Рисунок 1.3. Тріщина довжиною 21,59 мм від отвору кріплення в кришці лонжерона правого крила літака Embraer, Emb 145LR [37]

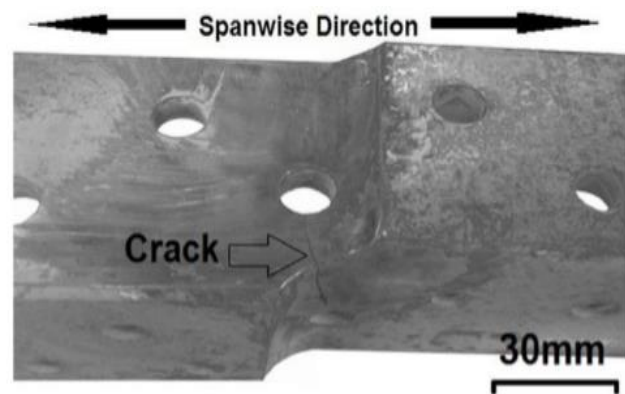


Рисунок 1.4. Тріщина довжиною 28 мм. Стрілкою показано напрямок навантаження, який є перпендикулярним до напрямку поширення тріщини [38]

В 2011 році в середині польоту були виявлені певні проблеми з роботою двигуна Rolls Royce на літаку Qantas A380 [39]. Наступні перевірки під час ремонту виявили наявність крихітних тріщин в г-подібному кронштейні, який з'єднує зовнішнє крило до внутрішнього «ребра» конструкції. Два різних типи неочікуваних тріщин були виявлені всередині конструкції крила літака Airbus A380 [40]. Формування цих тріщин спричинене, як недооцінкою напружень при конструюванні, так і використанням невідповідного сорту алюмінію в деяких з компонентів крила.

Повідомляється про тріщини, що були виявлені в крилах літаків Airbus A380s, що експлуатувалися компанією Emirates Airline [41]. Хоча тріщини, виявлені в нервюрах крила літака (дужках, що кріпили нервюру до металевої обшивки) не впливали на придатність літака до польотів. Виявляли невеликі тріщини в недавно побудованих крилах після змін в технологічному процесі [42], [43]. Зазначається про тріщини довжиною 50,8 мм в крилах всіх семи надзвукових літаків Concorde [44]. Тріщини були виявлені у внутрішній поперечині в крилах кожного з семи літаків.

Є випадки, коли тріщини виявляють під час наземних випробувань літаків на довговічність. Зокрема, під час таких випробувань за програмою Joint Program Office виявили невелику тріщину в одному лонжеронів крила літака F-35C [45]. Випробування літака використовується на етапі створення і називається воно «наземне випробування довговічності» за програмою, в якій застосовують циклічні навантаження на планер, щоб моделювати оперативний політ і виявлення потенційних проблем. Цей тип тестування забезпечує вимогу до F-35 на 8000 льотних годин. Під час випробувань на довговічність, літак витримав два життя, або 16 000 годин польоту. Випробування літака з тріщиною було більш ніж 13700 тестових годин, що становить 6850 годин польоту і більш ніж 20 років оперативного польоту.

### 1.3. Вплив натягу дорнування на довговічність і залишкову довговічність

В ряді випадків існуючі технологічні методи підвищення втомної довговічності конструктивних елементів з отворами, зокрема авторами Ball та Lowry [46] виявили, що залишкова довговічність алюмінієвих (сплаву 2124-T851) пластин з кутовими тріщинами біля кріпильного отвору збільшується після дорнування у 10-15 разів за сталої амплітуди навантаження і у 2-4 рази за спектрального навантаження для кореневої ділянки крила винищувача. Компанія Fatigue Technology Inc. отримала двократне збільшення втомної довговічності зразків з отвором підданих циклічному напруженню 60 % і 80 % після холодного деформування отворів за технологією розрізної втулки. Досліджені закономірності впливу натягу дорнування пластин із алюмінієвого сплаву і сталі з втомними пошкодженнями в околі отвору на поширення тріщин за сталої і змінної амплітуди навантаження [42, 45-48].

Виявлено основні закономірності впливу коефіцієнту тертя і деформаційного зміцнення на напружено-деформований стан у околі отвору. З нових перспективних методів холодної обробки слід відзначити метод подвійного дорнування [48] та поєднання дорнування з тертям внаслідок додаткового обертання [49].

Позитивний вплив дорнування в елементах конструкції з отворами на довговічність, мікротвердість, шорсткість, залишкові стискаючі напруження підтверджено в працях В. В. Воронько [50], Ю. А. Воробйова [51], В. Н. Степаненко [51], В. Ф. Скворцова [52], А. Ю. Арляпова [52], Н. D. Gopalakrishna [24], А. V. Suresh [24], Т. Ю. Степанова [53].

Воронько В. В. [50] досліджував вплив геометрії дорна за допомогою методу скінчених елементів. Проведено порівняльний аналіз впливу переднього ( $\alpha$ ) та заднього ( $\beta$ ) кутів дорна (рис. 1.5) на геометричні параметри вихідного отвору та мікротвердість поверхні на краю отвору.



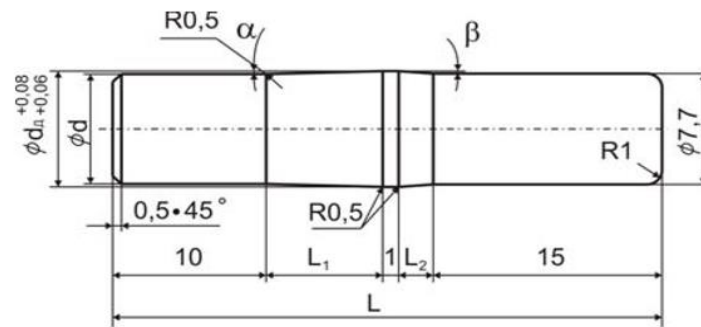


Рисунок 1.5. Геометричні параметри дорна [50]

У елементах авіаційних конструкцій присутні функціональні отвори, наприклад для комунікацій, кріплення стиків панелей лонжерона, які ще недостатньо досліджені. Оскільки функціональних отворів у лонжероні крила літака є досить багато, тому це збільшує масу крила літака. У літакобудуванні поверхневе пластичне деформування є ефективним способом підвищення втомної довговічності вільних отворів, наприклад для болтових і заклепкових з'єднань.

У праці [25] представлені результати експериментального дослідження, метою якого було оцінити підвищення втомної довговічності шляхом подвійного холодного розширення кріпильних отворів, яке полягає в тому, що при другому дорнуванні інструмент рухається у напрямку протилежному до руху першого дорна. При загальному натягу дорнування  $4,5\%$ , подвійне холодне розширення кріпильних отворів у  $1,5$  разів підвищує довговічність до ініціювання мікротріщини в алюмінієвому сплаві 2024–Т3 порівняно із одноразовою обробкою. Відомо, що техніка відновлення, заснована на холодному розширенні отворів є дуже корисною для довговічності пошкоджених конструкцій. Чисельні результати були підтверджені деякими експериментальними результатами випробувань на втомлюваність сталі 6082 і алюмінієвого сплаву 490D.

Запропоновано метод визначення оптимального ступеня холодного розширення для різних матеріалів методом скінчених елементів. Високі еквівалентні напруження за теорією Мізеса навколо отвору при холодному

розширенні можуть спричинити локальне пошкодження. Для визначення оптимального ступеня холодного розширення використовували положення нестабільності – граничне напруження, що відповідає точці нестабільності на істинній кривій деформування (рис. 1.6). Порівнювали довговічність пластин з холодно-розширеними отворами без втомних пошкоджень з втомною довговічністю пластин з отворами, холодно розширеними після зародження втомної тріщини довжиною 1,27 мм [28]. Досліджено різні рівні напружень за сталої амплітуди і спектрального навантаження.

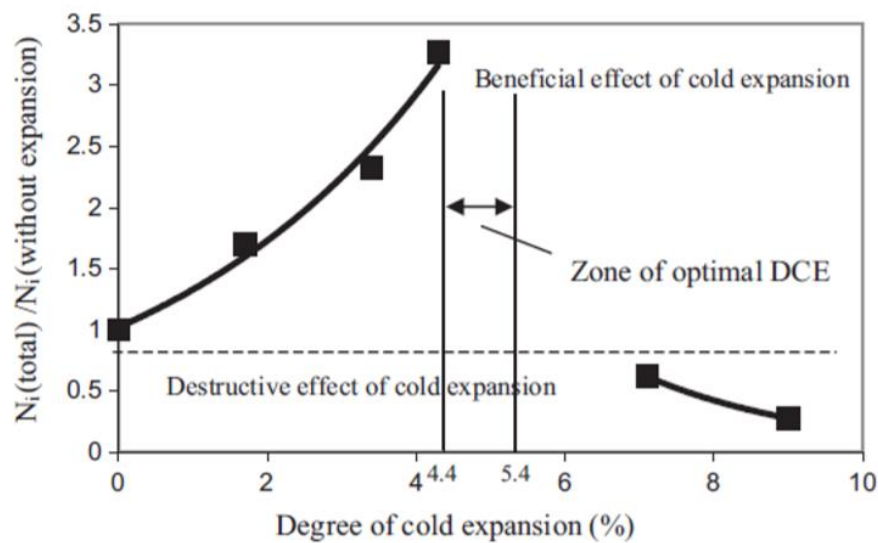


Рисунок 1.6. Нормалізована довговічність від ступеня холодного розширення для алюмінієвого сплаву 6082

Натяг дорнування розраховували для кожного зразка і вимірювали величину підростання тріщини від холодного розширення. Отримані експериментальні результати випробувань втомною порівнювали з аналітичними прогнозами з використанням програмного забезпечення AFGROW в припущенні 0,127 мм розміру початкового дефекту, враховуючи користь холодного розширення для більшості аналізів допустимого пошкодження в аерокосмічній індустрії.

У роботі [54] представлені результати експериментальних та теоретичних досліджень впливу холодного розширення на термін розповсюдження тріщини з попереднім втомним пошкодженням біля кріплення отвору із алюмінієвого

сплаву 2024Т3. Три різні типи зразків з різним рівнем передачі навантаження та вторинного вигину та різні конфігурації попередньої тріщини. Виявилось, що ці параметри, а також тип навантаження (постійна амплітуда або політ) та початкова довжина тріщини мають значний вплив на можливий притуплення чи пришвидшення росту втомної тріщини.

Переваги цього способу в порівнянні з відомим [55]:

- зниження зусиль обтискання і поліпшення якості зміцнення завдяки збільшенню глибини зміцненого шару;
- втомна довговічність після зміцнення отворів втулками з виступами збільшилася в 3,5 – 4 рази.

У результаті аналізу існуючих технологічних методів забезпечення довговічності силових елементів планера літака встановлено, що:

- зміцнення пластини в зоні отворів дорнуванням через технологічну втулку підвищує довговічність зразка в 3,5 – 4 рази при використанні матеріалу Д16Т;
- зміцнення пластини в зоні отворів шляхом виштамповки лунок сегментної конфігурації підвищує довговічність в 3,5 – 4,8 рази ;
- зміцнення плоскої пластини в зоні отвору методом дорнування підвищує довговічність в 3 – 5 разів ;
- зміцнення пластини в зоні отвору точковим обтисненням поверхонь, прилеглих до отвору, пуансонами зі сферичними виступами підвищує довговічність в 2,7 – 5,9 рази;
- зміцнення пластини в зоні отворів клиновими обтискачами підвищує довговічність в 6,5 – 8 разів;
- зміцнення плоскої пластини в зоні отворів шляхом виконання обтиску пасків навколо отворів підвищує його довговічність більш ніж в 10 разів.

#### **1.4. Вплив натягу дорнування на кінетику поширення втомних тріщин**

Базовим документом, що характеризує опір матеріалу втомному руйнуванню, є діаграма втоми (крива Велера) [56]. Вона представляє собою

залежність між рівнем діючих циклічних напружень  $\sigma_{max}$  і числом циклів до руйнування  $N$ , що будується на базі випробувань при руйнуванні матеріалу за одновісного розтягу [57].

Інтенсивне утворення втомної мікротріщини спостерігається в площині ковзання в напрямку максимальних дотичних напружень, а поширення утвореної магістральної тріщини зв'язане з переорієнтацією площини декогезії в площину максимальних нормальних напружень [58].

Ефективними і відносно простими для інженерного використання способами оцінки швидкості росту втомної тріщини є підходи, що базуються на положеннях лінійної механіки руйнування. Запропоновані Ірвіном формули [59] для опису розподілу напружень в околі вістря тріщини в загальному випадку можна записати у вигляді (1.1):

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f(\varphi_{ij}), \quad (1.1)$$

де  $K$  – коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН);  $r$  – віддаль від вершини тріщини;  $\varphi$  – кут між точкою і продовженням тріщини в системі координатах (рис. 1.7).

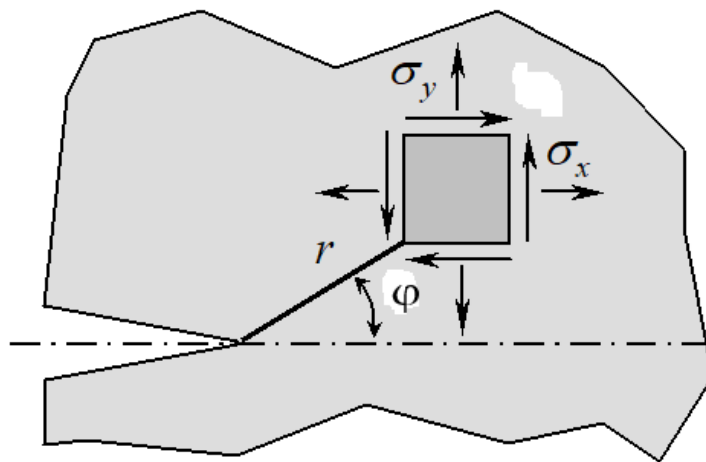


Рисунок 1.7. Схема координат напружень у вістрі тріщини

Періс, Гомез і Андерсон [60] запропонували використовувати КІН, як основний параметр, що визначає напружений стан у вершині втомної тріщини і контролює швидкість РВТ. Ключовим моментом у розв'язанні проблеми

прогнозування РВТ при циклічному навантаженні було використання цього підходу Перісом і Ердоганом [61] і виведення емпіричної залежності швидкості РВТ  $dl/dN$  від розмаху КІН  $\Delta K$  (формула Періса), у вигляді степеневі функції, яка задовільно корелює з експериментальними даними в межах середньоамплітудної ділянки кінетичної діаграми втомного руйнування (КДВР). Проте, поле напружень визначається на основі припущення про мінімальну деформації в околі вістря тріщини, тобто коли пластична зона ПЗ у вістрі тріщини значно менша від довжини тріщини (рис. 1.8). Це зумовлює обмеження у використанні КІН для визначення швидкості РВТ при циклічному навантаженні за змінної амплітуди і вимагає врахування перехідних процесів, які відбуваються у вістрі тріщини: залишкових стискувальних напружень, розширення зони непружних пластичних деформацій, затуплення вістря тріщини при перевантажуваннях розтягом або при зменшенні амплітуди циклу навантаження, і навпаки.

Для розрахунку пластичних деформацій у вістрі втомної тріщини Райсом [58] запропоновано схему (рис. 1.8) утворення циклічних пластичних зон в ідеально пружно-пластичному тілі. При навантаженні розтягом в вістрі тріщини формується статична ПЗ (рис. 1.8а) (1.2):

$$l_{PZ} = 1/2\pi \left( K_{max}/\sigma_T \right)^2, \quad (1.2)$$

де  $K_{max}$  – максимальний КІН циклу,  $\sigma_T$  – фізична межа текучості матеріалу.

Після розвантаження, при віднульовому циклі навантаження утворюється циклічна ПЗ  $l_{cpz}$  (рис. 1.8б), розмір якої в 4 рази менший від статичної ПЗ. Запропонований підхід знайшов широке використання при розрахунках параметрів статичної і циклічної тріщиностійкості матеріалів, а також при розробці моделей РВТ в умовах нерегулярного навантаження.

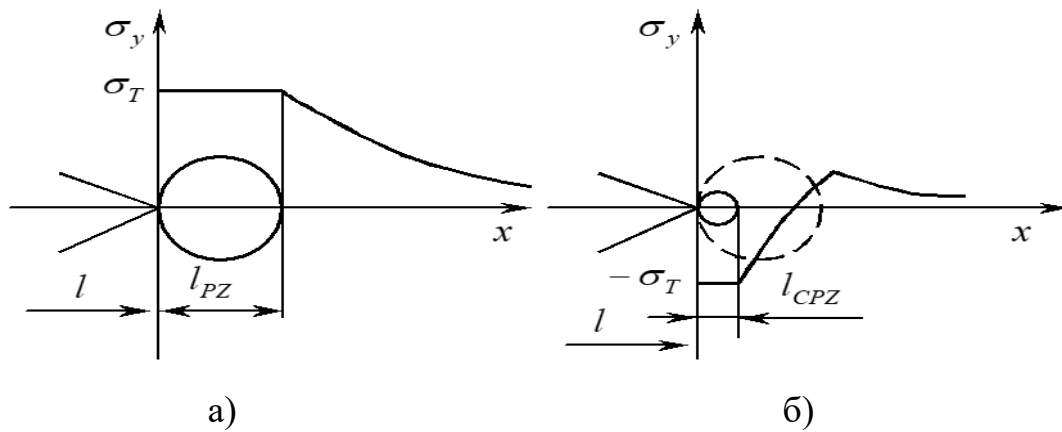


Рисунок 1.8. Статична та циклічна пластична зона і розподіл нормальних напружень по довжині тріщини [58]

Одним із важливих методів дослідження процесу втомного руйнування є вивчення втомних зламів (фрактографія втомного руйнування) [62]. В працях І. А. Одінга [63] і G. Jacoby [64] детально досліджено вплив виду навантаження різного рівня і концентрації напружень на будову втомних зламів. Основною характерністю мікрорельєфу втомних зламів металів і сплавів є втомні борозенки, що виникають на стадії РВТ за циклічного навантаження, вони орієнтовані перпендикулярно до напрямку поширення втомної тріщини. Вважається, що кожна наступна борозенка утворюється внаслідок затримки втомної тріщини після кожного циклу навантажування. Регулярне борозенкування характерне для алюмінію та його сплавів, інших кольорових металів і сплавів з невисокою міцністю, заліза і низьковуглецевих сталей.

На сьогодні відомо декілька моделей, які пояснюють утворення борозенок в процесі поширення втомних тріщин [65, 66], модель Лерда-Сміта [62] є найбільш загальною. З літератури [67, 68] відомі інші моделі, проте вони вважаються ідеалізованими, і ґрунтуються на уявленнях про РВТ внаслідок комбінації процесів пластичного затуплення вістря тріщини і розділення матеріалу шляхом сколювання або зрізання.

При дослідженні кінетики росту втомних тріщин і рівня тріщиностійкості металів і сплавів важливим є кількісний фрактографічний аналіз зламів. Основною задачею кількісної фрактографії втомного руйнування є встановлення

кількісного зв'язку між кроком втомних борозенок і макроскопічною швидкістю РВТ  $V = dl/dN$ , в залежності від розмаху коефіцієнта інтенсивності напружень  $\Delta K$  [69]. На основі досліджень [70] вважається, що крок втомних борозенок в низькоамплітудній і високоамплітудній ділянці – сталий. Відповідність макроскопічно визначеної швидкості РВТ і кроку втомних борозенок спостерігається лише на середньоамплітудній ділянці. Авторами [71] вважається, що крок втомних борозенок є практично сталим в широкому діапазоні КІН. Незважаючи на існуючі протиріччя уявлень про зв'язок кроку втомних борозенок з макроскопічною швидкістю РВТ можна зробити наступні узагальнюючі висновки:

- існує деякий вузький діапазон, в якому виділяється задовільне узгодження між макроскопічно визначеними швидкостями РВТ і розмірами кроку втомних борозенок;
- на лівій низькоамплітудній ділянці, в межах середньоамплітудної ділянки кінетичної діаграми втомного руйнування КДВР, швидкість РВТ визначена згідно кроку борозенок перевищує макроскопічну;
- на правій високоамплітудній ділянці макроскопічна швидкість РВТ вища від кроку втомних борозенок.

Для прогнозування росту втомних тріщин в елементах конструкцій за умов нерегулярного чи випадкового циклічного навантаження необхідно враховувати вплив історії навантаження на швидкість РВТ або взаємовплив навантажень. Відомо, що перехід від навантаження високої амплітуди до навантаження меншої амплітуди або одноразові перевантажування розтягом призводять до затримки РВТ. Згідно аналізу літературних даних [58, 72–81] можна визначити наступні закономірності і фактори впливу одноразового перевантажування розтягом на РВТ:

1. Після перевантажування відбувається порушення динамічної рівноваги в околі вершини тріщини, що в свою чергу спричинює затримку РВТ. Період стабілізації швидкості РВТ часто характеризують кількістю циклів затримки РВТ (рис. 1.9).

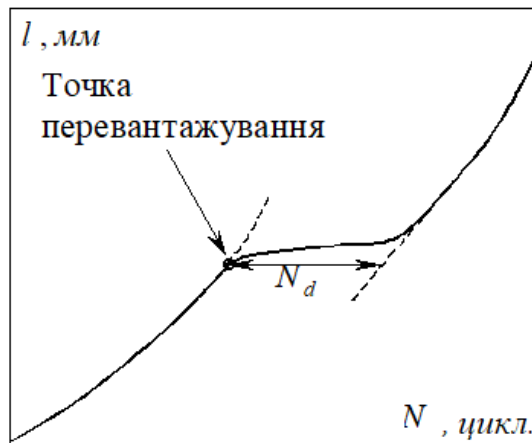


Рисунок 1.9. Визначення кількості циклів затримки РВТ

2. Перевантажування характеризується коефіцієнтом перевантажування (рис. 1.10) та визначається формулою (1.3):

$$Q_{ol} = P_{ol}/P_{max} = \sigma_{ol}/\sigma_{max} = K_{ol}/K_{max}, \quad (1.3)$$

де  $P_{ol}$ ,  $\sigma_{ol}$ ,  $K_{ol}$  – максимальне значення зусилля, напруження, КІН циклу перевантажування. Ефект затримки РВТ залежить від величини  $Q_{ol}$ , коефіцієнта асиметрії циклу і розмаху зусилля (напруження чи КІН) та циклу регулярного навантаження після перевантажування.

3. Максимальна затримка РВТ після перевантажування спостерігається на деякій відстані від точки перевантажування (рис. 1.10). Ця закономірність називається ефектом запізнення затримки РВТ. В залежності від  $Q_{ol}$  і умов регулярного навантаження  $K_{max}$ ,  $R$ , після перевантажування, довжина зони запізнення затримки РВТ може досягати 20 % утвореної перевантажуванням пластичної зони [58].



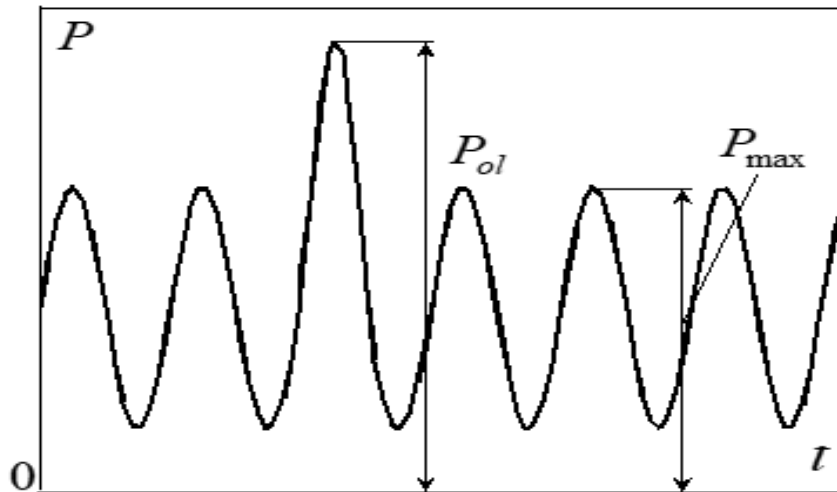


Рисунок 1.10. Схема перевантаження

4. Затримка швидкості РВТ відбувається, при  $Q_{ol} > 1$  [79, 82] і зростає з великою інтенсивністю із збільшенням  $Q_{ol}$ . Проте експериментально ефект затримки спостерігається коли  $Q_{ol}$  перевищує деяке мінімальне значення, в межах 1,3-1,5 [72].

5. Перевантажування спричинює короткочасне різке прискорення РВТ, після чого відбувається різкий спад швидкості РВТ до деякого мінімального значення (рис. 1.11). Початкове прискорення РВТ зростає із збільшенням  $Q_{ol}$  і залежить від механічних властивостей матеріалу.

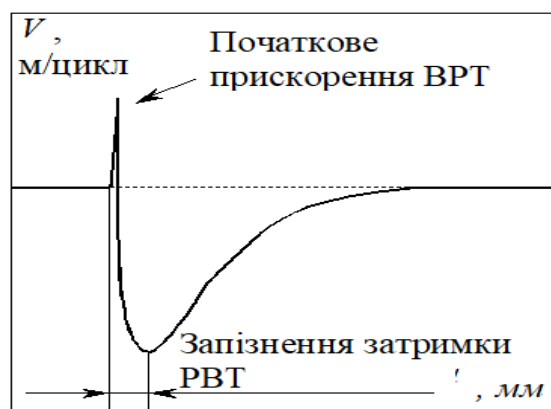


Рисунок 1.11. Кінетика РВТ після перевантаження

6. Після досягнення швидкістю РВТ деякого мінімального значення відбувається її поступове зростання із спадною інтенсивністю до злиття з КДВР

при регулярному навантаженні, після чого динамічна рівновага і швидкість РВТ вважаються стабілізованими.

7. Затримка РВТ відбувається поки тріщина проросте спричинену перевантажуванням пластичну зону. Віддаль від точки перевантажування на протязі якої спостерігається затримка РВТ, а також  $N_d$ , залежить від довжини пластичної зони циклу перевантажування  $Q_{ol}$  пластичної зони діючого  $K_{max}$  і асиметрії циклу навантаження.

8. Ефект затримки РВТ залежить від товщини зразка, а отже типу напружено-деформованого стану в вершині тріщини, плоский напружений чи плоский деформований стан. В умовах плоского напружено стану ефект затримки РВТ виражений сильніше.

Наведені закономірності є базовими для розуміння процесу сповільнення швидкості РВТ після одноразового перевантажування і можуть використовуватись для розробки моделей прогнозування РВТ при нерегулярних режимах навантаження. Разом з тим робота в цьому напрямку є незавершеною і ускладняється відсутністю єдиного підходу щодо основного механізму, що спричинює затримку РВТ після перевантажування.

На основі аналізу літературних даних [58, 77, 81, 83–87] можна визначити наступні механізми затримки РВТ після перевантажування дорнуванням: затуплення вершини тріщини, закриття тріщини та деформаційне зміцнення або залишкові напруження попереду вершини тріщини.

Загалом затримка РВТ після одноразового перевантажування обумовлена одночасно трьома механізмами. Проте, в залежності від умов навантаження (коефіцієнта перевантажування, асиметрії циклу, величини зусилля регулярного навантажування, агресивності середовища) і характеристик механічних властивостей матеріалу той чи інший механізм може стати домінуючим. При розробці моделі РВТ після одноразового перевантажування необхідно визначити домінуючий механізм затримки РВТ, виходячи з властивостей матеріалу, середовища і спектру експлуатаційних навантажень.

Затушення вершини тріщини має вплив на затримку РВТ поки приріст тріщини не перевищить значення радіуса вершини затушеної тріщини. Цей механізм може бути важливим при високих перевантаженнях в пластичних матеріалах [83–85]. Разом з тим моделі розроблені на основі механізму затушення вершини тріщини не пояснюють початкового прискорення РВТ після перевантаження і затримки РВТ на віддалі більшій від радіуса затушення.

Збільшення закриття тріщини внаслідок перевантаження пов'язують з трьома факторами:

- величиною залишкових пластичних деформацій, що мають вплив позаду тріщини, при її підростанні;
- збільшенням шорсткості поверхні берегів тріщини [84], що пов'язують із зміною мікромеханізмів руйнування і траєкторії РВТ.

В роботі [88] пропонується модель РВТ після одноразового перевантаження. Затримка РВТ тут пояснюється зменшенням розмаху розкриття тріщини за рахунок залишкових пластичних деформацій спричинених перевантаженням. Для визначення швидкості РВТ використовується рівняння Періса (1.4):

$$V=C(\Delta K_{\text{eff}})^n, \quad (1.4)$$

де  $\Delta K_{\text{eff}}$  – ефективне значення КІН, що пов'язане з розкриттям вершини тріщини  $\Delta\delta$  залежністю (1.5):

$$\Delta K_{\text{eff}}=\sqrt{2\Delta\delta/\delta_{\text{max}} K_{\text{max}}}, \quad (1.5)$$

де  $\delta_{\text{max}}$  – максимальне розкриття вершини тріщини упродовж одного циклу навантаження.

Визначення  $\Delta\delta$  проводиться в рамках модифікованої для циклічного навантаження моделі Леонова-Панасюка-Дагдейла [89–91]. Ньюменом [86] на основі використання модифікованої для циклічного навантаження моделі Леонова-Панасюка-Дагдейла, запропонована модель затримки РВТ після перевантаження, що базується на визначенні ефективного КІН контактних напружень та напружень повного відкриття тріщини.

Елбер [87, 92] пояснював запізнення затримки РВТ і затримку РВТ після перевантажування базуючись на ефекті ЗТ. Запізнення затримки РВТ відбувається поки тріщина не проросте на деяку віддаль в глибину пластичної зони створеної перевантажуванням, щоб закриття тріщини зросло.

Перелічені моделі ґрунтуються на припущенні, що затримка РВТ відбувається в межах зони пластичних деформацій спричинених перевантажуванням. В роботах [93, 94] вказано, що ЗТ викликане залишковими пластичними деформаціями, може бути причиною затримки РВТ на значно більшій віддалі ніж розмір пластичної зони.

Моделі РВТ після одноразового перевантажування, що базуються на використанні концепції ЗТ, отримали широке застосування при прогнозуванні РВТ в елементах планера літака за випадкового чи експлуатаційного навантаження [86, 95, 96].

Для ефекту затримки РВТ після одноразового перевантажування і прогнозування РВТ при випадковому навантаженні, широкого застосування знайшли моделі Віллера і Вілленборга [97–100]. Моделі базуються на припущенні про основний вплив залишкових напружень, спричинених перевантажуванням у вершині втомної тріщини, що чинять опір дальшому поширенню тріщини. Вплив залишкових напружень враховується не прямим шляхом, а через співвідношення розмірів пластичних зон перевантажування і регулярного навантаження відповідно (рис. 1.12).

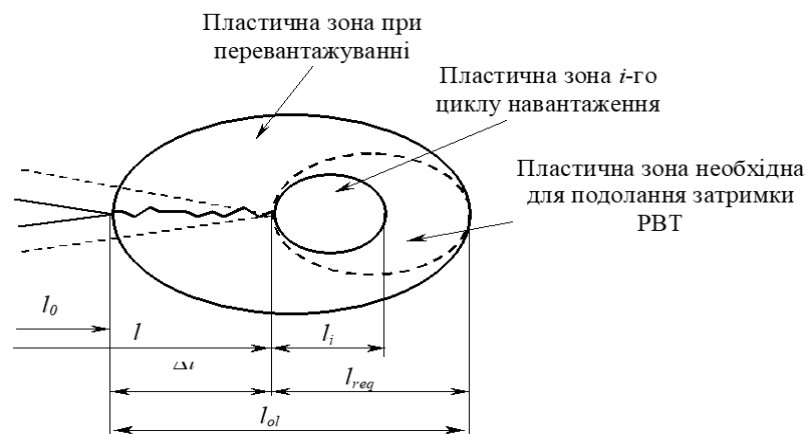


Рисунок 1.12. Модель Віллера і Вілленборга затримки росту втомної тріщини після одноразового перевантаження

Підхід Вілленборга відрізняється від підходу Віллера. Для врахування впливу залишкових напружень в моделі Вілленборга визначаються ефективні значення  $\Delta K_{eff}$  і  $R_{eff}$  циклу навантаження (1.6), (1.7):

$$\Delta K_{eff} = K_{max(eff)} - K_{min(eff)}, \quad (1.6)$$

$$R_{eff} = \frac{K_{min(eff)}}{K_{max(eff)}}, \quad (1.7)$$

де  $K_{max(eff)}$  і  $K_{min(eff)}$  – максимальне і мінімальне ефективне значення КІН, які визначаються за формулами (1.8), (1.9):

$$K_{max(eff)} = K_{max} - \Phi \left( K_{ol} \left( 1 - \frac{\Delta l}{l_{ol}} \right)^{1/2} - K_{max} \right), \quad (1.8)$$

$$K_{min(eff)} = K_{min} - \Phi \left( K_{ol} \left( 1 - \frac{\Delta l}{l_{ol}} \right)^{1/2} - K_{max} \right), \quad (1.9)$$

тут

$$\Phi = \left( 1 - (K_{TH}/K_{ol}) \right) / (R_{SO} - 1),$$

де  $R_{SO} = K_{ol}/K_{max}$  – експериментально визначений коефіцієнт, при якому спостерігається зупинка РВТ. Ефект запізнення затримки РВТ після перевантажування в моделях Віллера і Вілленборга нехтується.

### **1.5. Застосування сплавів з пам'яттю форми для зміцнення елементів конструкцій з отворами**

Функціональні матеріали використовуються в різних галузях техніки для вирішення широкого спектру завдань, завдяки їх унікальним функціональним властивостям, до яких належать і сплави з пам'яттю форми (СПФ). При цьому поведінка конструкції із СПФ залежать не тільки від температури, але і від виду напруженого-деформованого стану. Поведінка сплавів з пам'яттю форми обумовлена їх здатністю до реверсивної дифузійної фазової трансформації, відомої, як мартенситне перетворення. Джерелом унікальної поведінки матеріалів СПФ є багатофазна кристалічна структура. Фази Ni-Ti сплаву нікель титану відповідають їх кристалічній структурі. Аустенітна фаза - це кубічна

кристалічна решітка, яка структурно жорстка і проявляється при більш високій температурі. Фаза мартенситу – це фаза, яка проявляється при більш низьких температурах і не менш жорстка ніж аустеніт. СПФ можуть відтворювати односторонній і двосторонній ефект пам'яті форми. При односторонньому перетворенні після попереднього деформування при нагріванні мартенсит повертається в недеформований стан, а при двосторонньому сплав «пам'ятає» дві фази: аустенітну та мартенситну за різних температур [101].

Відомий [102] спосіб холодного пластичного деформування функціональних отворів за допомогою інструменту із сплаву пам'яті форми, який включає вставлення в отвір втулки з сплаву, що пам'ятає свою форму при двох різних температурах (двосторонній ефект). Деформований робочий інструмент діаметром трохи менше діаметру отвору зміцнювальної пластини (виробу), пластично деформує в радіальному напрямку матеріал в околі отвору зміцнювальної пластини нагріванням його до температури фазових перетворень. Після охолодження до початкової температури він може бути легко вилучений із отвору. Відсотковий вміст нікелю у сплаві із пам'яттю форми Ni-Ti, Ni істотно впливає на температури фазових перетворень  $A_s$ ,  $A_f$  та  $M_s$ ,  $M_f$  (рис. 1.13) [102].

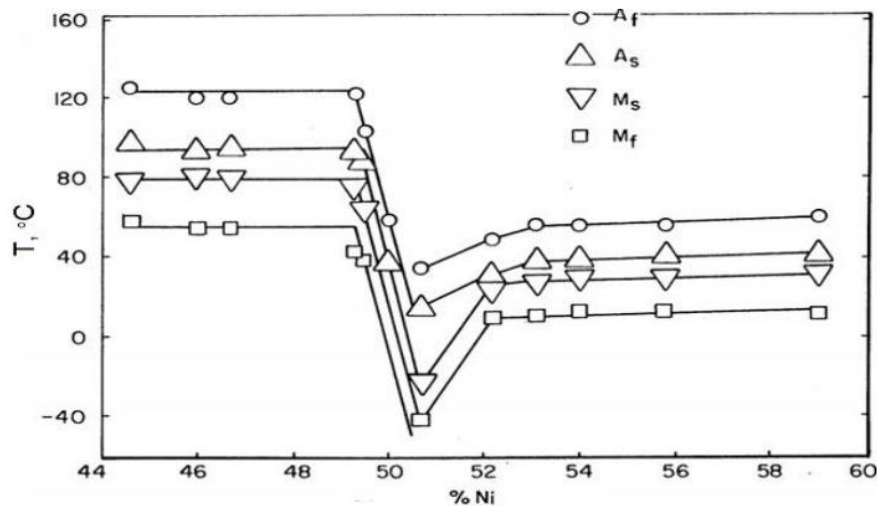


Рисунок 1.13 Вплив вмісту Ni в сплаві з пам'яті форми на температури прямих і зворотних фазових перетворень [102]

## **1.6. Особливості моделювання МСЕ напружено-деформованого стану елементів конструкцій із сплаву з пам'яттю форми**

Швидкий розвиток обчислювальної техніки та її широке застосування у всіх сферах життя призвело до того, що в будь якій області знань фахівець повинен добре орієнтуватися у використанні комп'ютера та володіти необхідними програмними засобами. Інженер не може обійтися без систем автоматизованого інженерного аналізу (CAE – Computer Aids Engineering), таких як ANSYS, ABAQUS, NASTRAN. Вони дозволяють не просто якісно моделювати різні фізичні процеси, але і дослідити відгук змодельованої системи на зовнішні впливи, такі як температура, напруження, деформації. Одним з найпоширеніших комплексів, що використовує метод скінчених елементів є ANSYS [64, 103–106]. При розрахунку методом скінчених елементів вважається, що тіло суцільне та має нескінченну кількість ступенів вільності. Тіло поділяється на елементи з обмеженими розмірами і описується поведінка системи в цілому, використовуючи характеристики окремих елементів. Вибір типу, розміру та форми елемента залежить від форми модельованого тіла та параметрів напружено-деформованого стану. Для моделювання одновісного розтягу (стиску) використовується стержневий елемент, а для моделювання плоского напруженого стану використовується двовимірний скінчений елемент, наприклад трикутник або чотирикутник. Для моделювання об'ємного напруженого стану використовуються такі елементи як тетраедр, шестикутник та призма. Скінченим елементам можна надати певні властивості, які задаються за допомогою констант та опцій. Для моделювання деформацій необхідно задати пружні властивості (коефіцієнт Пуасона), а також дійсні діаграми деформування. Суцільне тіло характеризується скінченим числом незалежних параметрів (ступенів вільності), які визначаються у вузлах сітки скінчених елементів. Координати переміщення вузлів та точок можуть визначатися в різних системах координат.

Програма ANSYS, як і інші CAE-продукти, для математичного моделювання використовує метод скінчених елементів (МСЕ). Цей метод включає в себе універсальність алгоритмів рішення різних задач з ефективністю комп'ютерної реалізації обчислення. Робота з пакетом ANSYS передбачає наявність у користувачів базових знань в області методу скінчених елементів.

Рішення МСЕ поставленої крайової задачі здійснюється програмою ANSYS в три етапи. На першому етапі створюється основа скінчено-елементної моделі досліджуваного об'єкта. Цей етап в себе включає [107]:

- встановлюється фізичний тип завдання (механіка твердого деформівного тіла, теплопередача, гідродинаміка), приводиться відповідне налаштування програми;

- вибирається тип скінченого елемента в залежності від розмірів об'єкту та інших його властивостей;

- вибирається матеріал об'єкта і вказуються його властивості, які можуть бути задані з клавіатури або імпортовані з бібліотеки матеріалів ANSYS. Задання властивостей визначає модель матеріалу (лінійно-пружний, пружно-пластичний, білінійну), що впливає на вибір визначальних рівнянь МСЕ;

- будується геометрична твердотільна модель об'єкта (3D – модель). У класичному ANSYS для цього використовується програмний модуль PREP-7. У Workbench використовується модуль Design Modeler, геометрична модель може бути експортована з будь-якого CAD- пакета;

- геометрична модель розбивається на скінчені елементи, вони можуть бути задані різні параметри сітки;

- у разі контактної задачі встановлюються контактні пари, визначається модель контакту і її характеристики (з тертям чи без тертя).

Другий етап - накладення на модель необхідних фізичних умов і рішення задачі - складається з трьох основних етапів [107]:

- задаються граничні умови: сила, переміщення, ступінь вільності системи;



– вибирається тип аналізу: статичний, динамічний, модальний. Можливий вибір методу розв'язання системи рівнянь МСЕ і завдання параметрів обчислювальних процедур (кількість кроків та підкроків навантаження, ітерацій);

– здійснюється рішення системи рівнянь, отриманої методом МСЕ, формується файл результатів, який містить вектор знайдених ступенів свободи.

Третій етап - аналіз результатів розрахунку. Обчислені МСЕ фізичні величини: переміщення, деформації, напруження, температури, які представлені у графічному вікні ANSYS у вигляді картинок, ізополів, таблиць, графіків, анімацій, результати можна записати у відповідні файли.

Сплав з пам'яттю форми Nitinol – (Ni-Ti) створено в 1960 роках в лабораторії ВМС США і згодом почав широко використовуватись в медицині та різних галузях техніки [108–111]. Багато праць присвячено моделюванню псевдопружності і ефекту пам'яттю форми таких сплавів, огляд яких подано, зокрема у роботі [112]. Тривимірна модель поведінки сплавів з пам'яттю форми для ANSYS дозволяє врахувати зменшення жорсткості елементу конструкції при переході від аустеніту до мартенситу [113]. Запропоновано тривимірну модель СПФ [114], яка відтворює псевдопружну поведінку і ефект пам'яті форми та дозволяє моделювати чисельним методом поведінку вільно розширюваних стентів і пружинних виконуючих елементів.

Механічна поведінка СПФ визначається особливостями мікроструктури, яка складається із двох різних фаз, аустеніту та мартенситу. При навантаженні вище температури завершення аустенітного перетворення проявляється ефект псевдопружності (рис. 1.14) [115]. При навантаженні (деформуванні розтягом) аустеніт перетворюється в мартенсит (пряме фазове перетворення), при розвантаженні – мартенсит перетворюється в аустеніт.

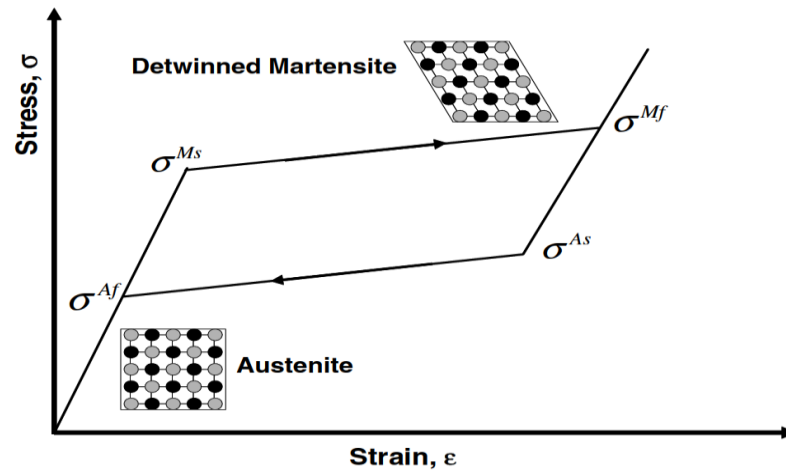


Рисунок 1.14. Ідеалізована діаграма псевдопружної поведінки, де  $\sigma^{Ms}$  і  $\sigma^{Mf}$  – напруження старту і фінішу фазових перетворень мартенситу;  $\sigma^{As}$  і  $\sigma^{Af}$  – напруження старту і фінішу фазових перетворень аустеніту [115]

Напруження за якого починається і завершується трансформація мартенситу позначаються відповідно через  $\sigma^{Ms}$  і  $\sigma^{Mf}$ . Фазові зміни, що беруть участь у псевдопружній поведінці є перетворення аустеніту в мартенсит при навантаженні мартенситу в аустеніт при розвантаженні і переорієнтації мартенситу. Матеріал навантажений до напружень, які значно перевищують границю текучості здатний повністю відновити свою початкову форму після зняття навантажень і повернутись в початковий недеформований стан. Псевдопружна поведінка спостерігається в області температур між початком прямих фазових перетворень та кінцем зворотних фазових перетворень або за рахунок механічного навантаження [112–115]. Зворотна фаза мартенситних перетворень призводить до унікальних ефектів: псевдопружності та ефекту пам'яті форми.

Сплав нікель-титану може «запам'ятовувати» свою початкову форму і повертати її в початковий недеформований стан після розвантаження (явище псевдопружності) або нагрівання (ефект пам'яті форми) упродовж багатьох циклів навантаження та розвантаження. У перебігу прояву ефекту пам'яті форми беруть участь прямі (мартенситно-аустенітні) і зворотні (аустенітно-мартенситні) перетворення. Кожна фаза проявляється в своєму температурному

діапазоні:  $M_s - M_f$  і  $A_s - A_f$ . Тут  $M_s$  і  $M_f$  – початок і кінець прямого мартенситного перетворення при охолодженні;  $A_s$  і  $A_f$  – початок і кінець зворотного мартенситного перетворення при нагріванні. За відсутності напружень при низькій температурі мартенсит перебуває у фазі двійникування, а після механічного навантаження переходить у фазу переорієнтації і змінює свою мікроструктуру.

Для моделювання ефекту пам'яті форми застосовують МСЕ, з використанням 3-D термомеханічних моделей [113, 116, 117]. Розподіл залишкових напружень елементів конструкцій з отворами після їх холодної обробки тиском, визначають аналітичними [118], чисельними [119–121] і експериментальними методами [120, 122]. Виявлено основні закономірності впливу натягу дорнування і діаметру отвору на розподіл напружень в околі отвору та довговічність пластин із алюмінієвого сплаву за сталої амплітуди навантаження [23, 119, 123].

Фаза мартенситу проявляється при більш низьких температурах і проходить дві зміни кристалографічної ґратки (рис. 1.15): двійникування в холодному стані та переорієнтацію при навантаженні, зберігаючи деформацію у цій фазі після розвантаження. Підвищення до температури  $A_f$  буде спричиняти аустенітне перетворення, повертаючи матеріал до вихідного недеформованого стану.

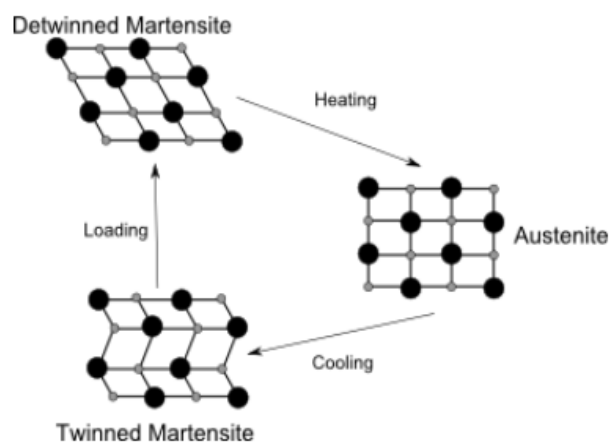


Рисунок 1.15. Кристалографічна сітка двійникування та переорієнтації аустенітно-мартенситних перетворень

Фази сплаву СПФ нікелю та титану відповідають їх кристалічній структурі. Аустенітна фаза – це кубічна кристалічна решітка, яка структурно жорстка і проявляється при більш високій температурі. Фаза мартенситу – це фаза, яка проявляється при більш низьких температурах. Мартенсит існує у двох фазах: фазі двійникування і фазі переорієнтації (рис. 1.16). СПФ можуть відтворювати односторонній і двосторонній ефект пам'яті форми. При односторонньому перетворенні після попереднього деформування при нагріванні мартенсит повертається в недеформівний стан, а при двосторонньому сплав «пам'ятає» дві фази: аустенітну та мартенситну фази за різних температур.

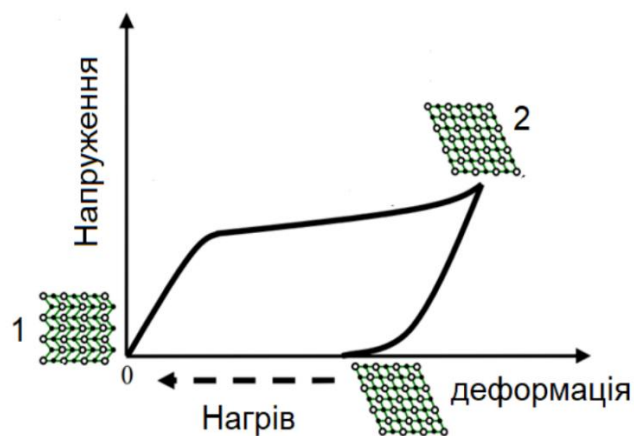


Рисунок 1.16. Мікроструктурні перетворення у мартенситній фазі: 1 – двійниковий мартенсит при деформації в холодному стані; 2 – переорієнтація мартенситу при розвантаженні

На основі проведеного аналізу літературних даних можна зробити наступні висновки.

### 1.7. Висновки

1. Методи підвищення втомної довговічності елементів конструкцій з наскрізними концентраторами напруження, засновані на холодному пластичному деформуванні матеріалу в околі отвору ефективно використовуються для підвищення довговічності, яке забезпечується за рахунок створення поля залишкових стискувальних напружень в околі отвору.

2. Дослідженнями в даному напрямку займаються провідні науково-дослідні установи, інститути, а також науково-технічні комплекси виробників і користувачів авіаційної і аерокосмічної техніки, зокрема «Boeing», «Airbus», «NASA», «NAVAL», ДП «АНОТОНОВ».

3. Методи холодного пластичного деформування можуть бути використанні для підвищення залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій з власними пошкодженнями в околі функціональних отворів.

4. Для дослідження полів залишкових напружень в околі зміцнених отворів успішно застосовується моделювання методом скінчених елементів з симуляцією умов навантаження.

## **Розділ 2. Методики дослідження кінетики росту втомних тріщин і залишкової довговічності пластин із зміцненими отворами**

### **2.1. Технологія і методики дорнування алюмінієвих пластин з набутих втомним пошкодженнями в околі функціональних отворів**

Для квазістатичного дорнування зразків використовували електрогідравлічну випробувальну машину СТМ-100, виробництва ДП «АНТОНОВ». Автоматизоване керування машиною здійснюється за допомогою ПК який з'єднується з машиною через контролер моделі В1-07-005 виробництва TESTRESOURCES ASIA BiSS. Випробувальна машина забезпечує одновісне навантаження розтягом/стиском з одночасним додатковим циклічним навантаженням. Під час випробувань керування машиною СТМ-100 виконується від персонального комп'ютера через програмне забезпечення (базовий модуль) MTL32 Base Module в якому задаються усі робочі параметри: аварійні межі каналів, коефіцієнти регулювання апаратні і програмні, випробування проводяться в модулі TestBuilder.

MTL32 Base Module та TestBuilder забезпечують виконання наступних функцій:

- підготовку параметрів і конфігурацію одного з керуючих каналів;
- підготовку параметрів і конфігурацію за чотирма незалежними вимірювальними каналами;
- підготовка і реалізація програми керуючого і вимірювальних каналів;
- реєстрація вибраних керуючих і контрольованих параметрів випробувань, а також їх вивід на екран ПК або експорт у документ формату Microsoft Excel;
- контроль реалізації програми випробувань і установлених аварійних меж каналів;

– можливість зміни програми каналів в процесі випробувань або її зупинки з наступним продовженням з місця зупинки або виходом на заданий рівень статичного навантаження;

– зусиллям  $P$ , переміщенням штока  $S$ , поздовжньою або поперечною деформацією  $\varepsilon$ . Похибка сигналу завдання і точність вимірювання контрольованих величин не перевищує 1 % максимального значення встановленого масштабного діапазону.

Основні технічні характеристики випробувальної машини наведені у табл. 2.1.

Таблиця 2.1. Технічні характеристики випробувальної машини СТМ-100

Межі зусилля статичного розтягу-стиску	0 – 100 кН
Межі зусилля циклічного навантаження	$\pm 80$ кН
Робоча частота циклічного навантаження	0,005 – 10 Гц
Максимальний тиск гідросистеми	27,5 МПа
Продуктивність гідростанції	12 – 22 л/хв
Споживана потужність електродвигуна	11 кВт
Хід робочого штока	0 – 100 мм
Діапазон давача переміщення плунжера	0 – 100 мм
Діапазон вимірювання зусиль динамометром	$\pm 100$ кН
Масштабування керуючого параметра	1:1; 2:1; 5:1

Статичний та циклічний режим навантаження можна здійснювати в ручному і автоматичному режимі шляхом задання керуючої програми від персонального комп'ютера. Під час випробування є можливість виводити поточні результати на дисплей, призупиняти виконання програми та здійснювати запуск з точки зупинки, при необхідності вносити інші зміни. Після завершення дослідження можна графічно відтворити дані випробування із можливістю його масштабування. На рис. 2.1 показано загальний вигляд машини.



Рисунок 2.1. Загальний вигляд випробувальної машини STM-100

Структура випробувального комплексу для натурних досліджень сервогідравлічної випробувальної машини STM-100 зображено на рис. 2.2.

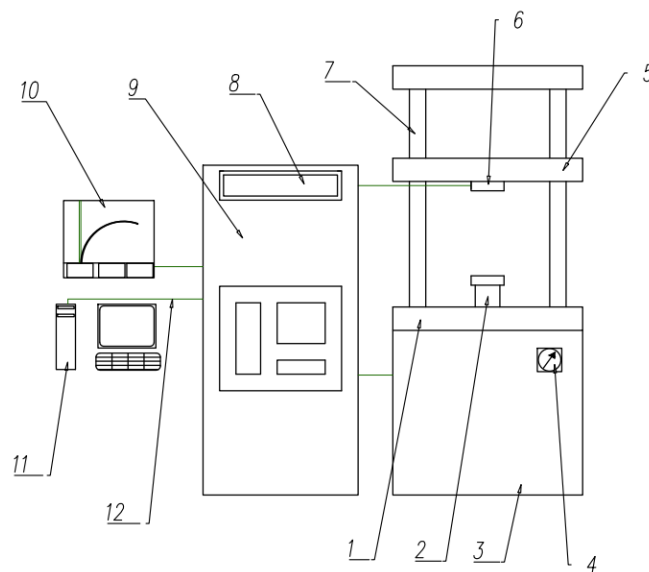


Рисунок 2.2. Сервогідравлічна випробувальна машина STM-100: 1 – робочий стіл; 2 – шток гідроциліндра; 3 – силова гідростанція; 4 – манометр; 5 – траверса; 6 – динамометр; 7 – колона; 8 – генератор стандартних сигналів; 9 – аналогово-цифровий перетворювач; 10 – система керування BISS; 11 – керуючий комп'ютер; 12 – лінії зв'язку

Швидкість росту втомних тріщин досліджували у пластинах з центральним отвором. Плоскі зразки з алюмінієвого сплаву Д16чТ з центральним отвором






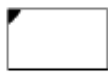
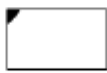
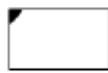
виготовлені по ГОСТ 25.502–79. випробовували на циклічну тріщиностійкість за сталоамплітудного навантаження (рис. 2.12).









Для дослідження впливу дорнування на швидкість росту втомних тріщин в пошкоджених зразках, використовували три типи зразків. Розміри зразків: ширина робочої ділянки – 60 мм; довжина робочої ділянки – 120 мм; товщина – 6 мм (рис. 2.12).

Перший тип – зразки без дорнування з центральним отвором і одним кутовим надрізом, перпендикулярним до напрямку прокатування (табл. 2.2). Другий тип – зразки після дорнування з центральним отвором і попередньо зробленим одним кутовим надрізом, перпендикулярним до напрямку прокатування. Третій тип – зразки після комбінованого дорнування з центральним отвором і попередньо зробленим одним кутовим надрізом, перпендикулярним до напрямку прокатування.

Технологія підготовки зразків для випробування на циклічну тріщиностійкість дорнованих і без дорнування подано у табл. 2.2. Кутовий надріз біля отвору наносили електроіскровим методом (ЕІМ). Діаметр дротини дорівнював 0,2 мм, при цьому ЕІМ забезпечує точність  $\pm 0,03$  мм. Після цього зразок піддавали циклічному навантаженню за сталої амплітуди навантаження.

Таблиця 2.2. Технологія підготовки зразків з дорнованим отвором і попередньою тріщиною для випробування на циклічну тріщиностійкість

Поперечний переріз зразків біля отвору			Послідовність підготовки зразків
Без дорнування	Дорнування	Комбіноване дорнування	
			Початковий діаметр отвору 7,76 - 8 мм; 9,7 - 10 мм; 11,64 - 12 мм.
			Кутовий надріз (ЕІМ) 0,5x0,5 мм

			Попередньо вирошена кутова тріщина до 1,25 мм
-			Дорнування отвору дорнами 8 мм; 10 мм; 12 мм відповідно.
			Циклічне навантаження до руйнування

Вирощування початкової тріщини і випробування на циклічну тріщиностійкість проводили на базі електрогідравлічної випробувальної машини СТМ-100. Похибка вимірювання сили не перевищувала 1 % від максимального значення встановленого масштабного діапазону. Перед початком випробування ділянки поверхонь поширення тріщини полірували до шорсткості  $R_a = 0,05$ . Для забезпечення необхідної точності вимірювання приросту тріщини на поверхні отвору зразка через 0,5 мм наносили риси перпендикулярно до напрямку поширення тріщини. Початкову тріщину довжиною 0,5 мм від надрізу вирощували за м'якого режиму навантаження при  $R = K_{min}/K_{max} = 0,05$ . Тут  $K_{min}$ ,  $K_{max}$  – відповідно найменший і найбільший коефіцієнт інтенсивності напружень. Довжини приросту втомної тріщини  $s$  і  $a$  вимірювали з використанням бінокулярного мікроскопу МБС-10.

Для зміцнення отвору використовували дорни діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм, які виготовляли із сталі марки 40Х та загартовували до твердості 35-38 НРС. Для дорнування отвору використовували матриці виготовлені із сталі марки 40Х та загартовані до твердості 35-38 НРС. Швидкість переміщення дорнування складала 0,1 мм/сек, а швидкість комбінованого дорнування становила 0,1 мм/сек при статичному переміщенні та 0,04 мм/сек при циклічному переміщенні з розмахом переміщення 0,4 мм. На основі аналізу літературних даних [124] за такої швидкості переміщення дорна досягається максимальний ефект дорнування, тобто максимальне значення залишкових стискувальних напружень. Дорн закріплювали у верхній нерухомій траверсі машини, а пластину встановлювали на калібрувальній матриці закріпленій на рухомому затискачі.

Натяг дорнування та відносного розширення отвору визначали за формулою (2.1):

$$i = (d_1 - d_0)/d_0 \cdot 100\%, \quad (2.1)$$

де  $d_0, d_1$  – діаметр отвору пластин до і після деформування.

Розмах коефіцієнту інтенсивності напруження за розтягу пластини з центральною наскрізною тріщиною визначали за формулою (2.2) [125]:

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B} \sqrt{\frac{\pi a}{2W}} \sec \frac{\pi a}{2}, \quad (2.2)$$

де  $\pi = 2a/W$ ; вираз справедливий для  $2a/W < 0,95$ .

Для зразка з центральною тріщиною розмах прикладеної сили визначали за формулою (2.3):

$$\Delta P = P_{max} - P_{min}. \quad (2.3)$$

Коефіцієнт асиметрії циклу навантаження визначали за формулою (2.4):

$$R = P_{min}/P_{max}. \quad (2.4)$$

де  $P_{min}, P_{max}$  – найменша і найбільша сила відповідно.

## **2.2. Методика холодного розширення отворів з використанням інструменту із сплаву з пам'яттю форми**

На основі використання сплаву з ефектом пам'яті форми розроблено методику холодного розширення отворів в пластинах [126, 127]. Запропонований інструмент із сплаву з пам'яттю форми [126] (рис. 2.3) забезпечує створення додаткових залишкових стискувальних напружень в матеріалі навколо отвору в осьовому напрямку і внаслідок цього підвищує втомну довговічність конструкції. Інструмент для зміцнення отвору із сплаву із пам'яттю форми виконаний у вигляді циліндра діаметром  $d$ , причому з обох кінців циліндра співвісно виконані циліндричні бурти діаметром  $d_b$ . Діаметр бурта за температури нижче температури завершення мартенситного перетворення  $d_b$  визначається нерівністю (2.5):

$$0,99d_0 < d_b < d_0, \quad (2.5)$$

де  $d_0$  – діаметр отвору,  $d_b$  – діаметр бурта.

Відстань між внутрішніми торцями буртів визначається нерівністю (2.6):

$$1,03t < t_0 < 1,05t \quad (2.6)$$

де  $t$  – товщина елемента конструкції,  $t_0$  – товщина внутрішніх торців буртів, причому діаметр циліндричної частини інструменту дорівнює  $d = 0,98d_0$ .

При обґрунтуванні конструктивних параметрів інструменту враховували, що геометричні параметри сплаву з пам'яттю форми при нагріванні до температури вище температури завершення аустенітного перетворення  $A_f$ , після попередньої деформації за температури нижче  $M_f$  можуть повернутись до первісних значень, що враховують недеформівний стан (відновлення деформації в межах 6 – 10 %).

Діаметр бурта вибирається з нерівності (2.5). З урахуванням відновлення деформації до 10 %, найменше значення діаметра бурта  $d_0$  дорівнює  $0,99 d_0$ , що відповідає відновленню при нагріві поперечної деформації в 1 % (при поздовжній деформації 3 %) в момент контакту бурта з торцем отвору. Для забезпечення розміщення інструменту в отворі, найбільше значення діаметру  $d_0$  не повинно перевищувати діаметр отвору  $d_0$ . Вихід значення  $d_0$  за нижню границю не забезпечує або зменшує ефективність зміцнення торців отвору.

Межі нерівності (2.6) також враховують особливості матеріалу і конструкції. У випадку деформування матеріалу до 10 % він буде розтягуватись по довжині циліндра. При нагріванні інструменту до температури завершення аустенітного перетворення  $A_f$  циліндр, який деформований розтягом за температури  $T \leq M_f$ , буде стискатись до 10 %, що забезпечить контакт, деформування і зміцнення буртами торців отвору. Нижня границя нерівності вибрана, з умови забезпечення контакту торців бурта і отвору при відновленні поздовжньої деформації у 3 % і поперечної в 1 %. За менших значень  $t_0$  бурти будуть проковзувати в отвір. Верхня границя нерівності визначена із умови забезпечення необхідного зміцнення торців отвору. При відновленні деформації, після контактування торців буртів і отвору, матеріал в околі отвору буде деформуватися до 5 % по товщині, що забезпечить ефективне зміцнення матеріалу.

Діаметр циліндричної частини інструменту вибирали з умови  $d = 0,98d_0$ . Це менше діаметра бурта та забезпечує значну деформацію матеріалу в околі отвору в радіальному напрямку при відновленні початкової форми інструменту за температури  $T \geq A_f$ .

Принцип роботи інструменту (рис. 2.3):

- попередньо деформований осьовим розтягом або радіальним обтискуванням за температури нижче температури завершення мартенситного перетворення  $M_f$  циліндричний інструмент діаметром  $d$  з буртами діаметром  $d_0$  поміщається в отвір  $d_0$ ;
- при нагріванні інструменту до температури завершення аустенітного перетворення  $A_f$  відбуваються зворотні фазові перетворення, внаслідок чого розміри інструменту відновлюються до початкової форми, а саме зменшується довжина і збільшується діаметр  $d$  циліндричної частини та буртів  $d_0$ , та спричиняє деформування матеріалу в околі отвору;
- для видалення з отвору інструмент охолоджують до температури нижче температури завершення мартенситного перетворення  $M_f$ .

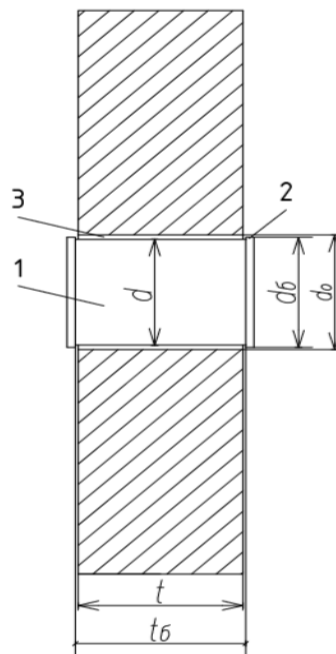


Рисунок 2.3. Інструмент із циліндричними буртами для зміцнення отворів: 1 – робочий інструмент із сплаву із пам'яттю форми; 2 – бурти інструменту; 3 – отвір пластини [126]

Інструмент для зміцнення отворів із сплаву з пам'яттю форми [127] (рис. 2.4) забезпечує створення залишкових стискувальних напружень в околі отвору в радіальному і тангенціальному напрямку і тим самим додатково збільшує втомну довговічність елементів конструкцій. Інструмент виконаний у вигляді циліндричної частини діаметром  $d$  з циліндричним буртом діаметром  $d_0$  за температури нижче від температури завершення мартенситного перетворення. З протилежного кінця від бурта на циліндрі виконана зовнішня різьба  $d_1$ , діаметром менше  $d$  для притискання шайби діаметром  $d$  гайкою до поверхні пластини в околі отвору.

Принцип роботи робочого інструменту (рис. 2.4):

- попередньо деформований осьовим розтягом за температури нижче температури завершення мартенситного перетворення  $M_f$  циліндричний елемент діаметром  $d$  з буртом діаметром  $d_0$  поміщається в отвір діаметром  $d_0$ ;
- на протилежну від бурта різьбову ділянку нагвинчується гайка, яка притискає шайбу до поверхні пластини, створюючи попередній натяг в околі отвору;
- при нагріванні інструменту до температури завершення аустенітного перетворення  $A_f$  відбуваються зворотні фазові перетворення, внаслідок чого розміри інструменту відновлюються до початкової недеформованої форми, а саме збільшується діаметр  $d$  та зменшується довжина циліндричної ділянки, що спричиняє стискувальні по товщині напруження в околі отвору та деформування матеріалу в околі отвору в осьовому і радіальному напрямках;
- після цього, інструмент охолоджують до температури нижче температури завершення мартенситного перетворення  $M_f$ , потім відгвинчують гайку і видаляють інструмент з отвору.

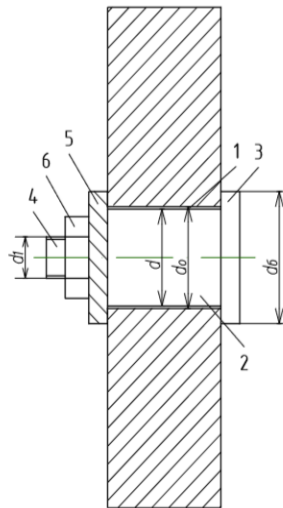


Рисунок 2.4. Інструмент із СПФ для зміцнення отворів: 1 – діаметр отвору в пластині  $d_0$ ; 2 – робочий інструмент діаметром  $d$ ; 3 – діаметр циліндричного бурта  $d_0$ ; 4 – зовнішня різьба інструменту діаметром  $d_1 < d$ ; 5 – шайба; 6 – гайка [127]

### 2.3. Методика комбінованого дорнування отворів

Запропоновано спосіб холодного зміцнення отворів [128] для підвищення втомної довговічності шляхом протягуванням робочого інструменту через отвір елемента конструкції діаметр якого менше діаметру інструменту. Робочому інструменту надають комбіноване переміщення шляхом накладання на поступальний рух циклічної складової. Пропонований спосіб може бути застосований до матеріалів, які демонструють збільшення напруження під дією комбінованого навантаження, порівняно із статичним навантаженням розтягом за однакової деформації. Для реалізації способу використовують установку наприклад (прес), яка забезпечує комбіноване переміщення робочого інструменту: пластина 1 товщиною  $b$  розміщується на столі 2 установки співвісно з робочим інструментом 3 діаметром  $d$ , закріпленим у рухомому затискачі 4. Рухомому затискачу 4 із закріпленим інструментом 3 надають переміщення  $S_0$  до повного його контактування із зразком 1. Після проходження робочого інструменту (дорна), отвір розвантажується і в його околі створюються залишкові напруження (рис. 2.5).

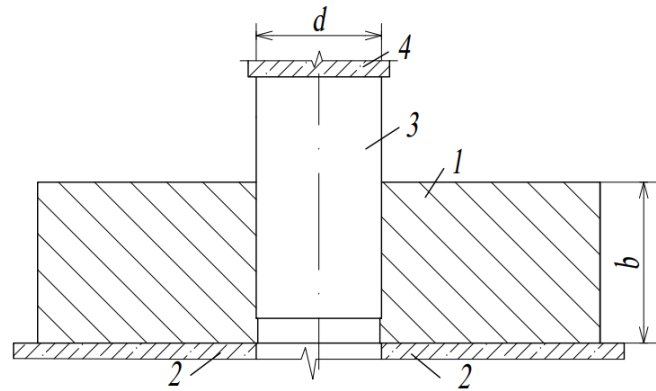


Рисунок 2.5. Комбінований спосіб дорнування: 1 – пластина; 2 – стіл випробувальної машини; 3 – робочий інструмент; 4 – рухомий затискач випробувальної машини (траверса) [128]

Рухомому затискачу із закріпленим інструментом надають переміщення  $S_0$  (рис. 2.6) до повного його контактування із зразком. Після, робочому інструменту надається комбіноване переміщення  $t$ , шляхом накладання на поступальний рух циклічної складової, що забезпечує циклічне радіальне пружно-пластичне деформування отвору і визначається за формулою (2.7):

$$S(t) = a \cdot t + c \cdot \sin \omega t, \quad (2.7)$$

де  $t$  – час;  $a$ ,  $c$  – коефіцієнти, які визначають швидкість поступального руху, амплітуду;  $\omega$  – частота циклічного навантаження.

Після проходження робочого інструменту, отвір розвантажується і в його околі створюються залишкові напруження.

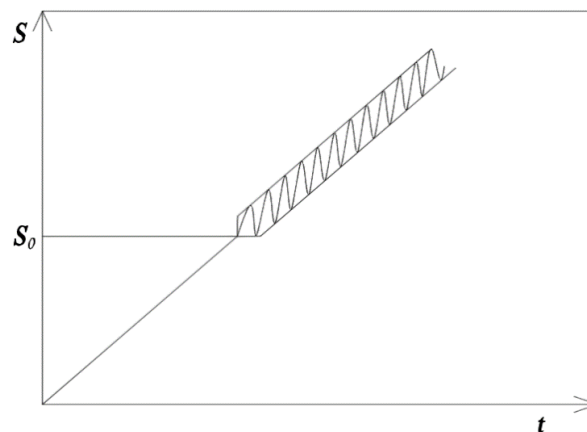


Рисунок 2.6. Схематична діаграма комбінованого навантаження



На рис. 2.7 представлені схематичні діаграми деформування одновісним і комбінованим розтягом пластини із алюмінієвого сплаву Д16чТ, побудовані за мінімальними  $\sigma_{min}$  і максимальними  $\sigma_{max}$  напруженнями.

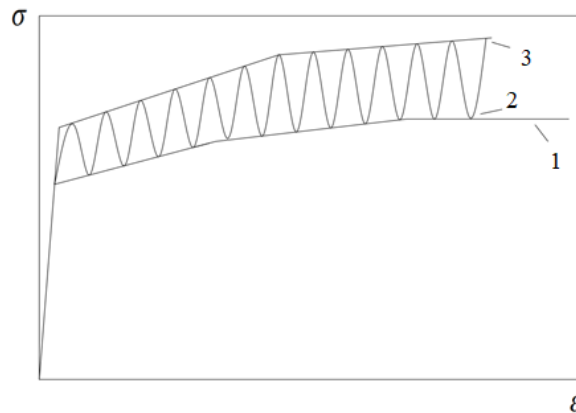


Рисунок 2.7. Схематична діаграма деформування за: одновісного (1) та комбінованого розтягу (2, 3)

Границю плинності алюмінієвого сплаву Д16чТ за комбінованого деформування визначали за верхньою (2, 3) огинаючою діаграмою деформування. Пропонований спосіб може бути застосований до матеріалів, які демонструють інтенсифікацію деформаційного зміцнення під дією комбінованого навантаження, порівняно із статичним навантаженням розтягом.

Запропонований спосіб холодного зміцнення отворів елементів конструкцій комбінованим переміщенням шляхом накладання на поступальний рух циклічної складової до 20 % збільшує залишкові стискувальні напруження в околі отвору, порівняно із способом квазістатичного радіального деформування, що відповідно дозволяє підвищити втомну довговічність зміцнювальний конструкції.

#### **2.4. Методика експериментального дослідження швидкості росту втомної тріщини в алюмінієвих пластинах із зміцненими отворами за сталої амплітуди навантаження**

Для забезпечення необхідної точності навантажування, можливості подальшої автоматизованої обробки великих масивів експериментальних даних

в роботі використовувалась електрогідравлічна випробувальна машина СТМ-100. Для забезпечення можливості циклічного навантаження плоских зразків використовували конструкції затискачів [129] (рис. 2.8).

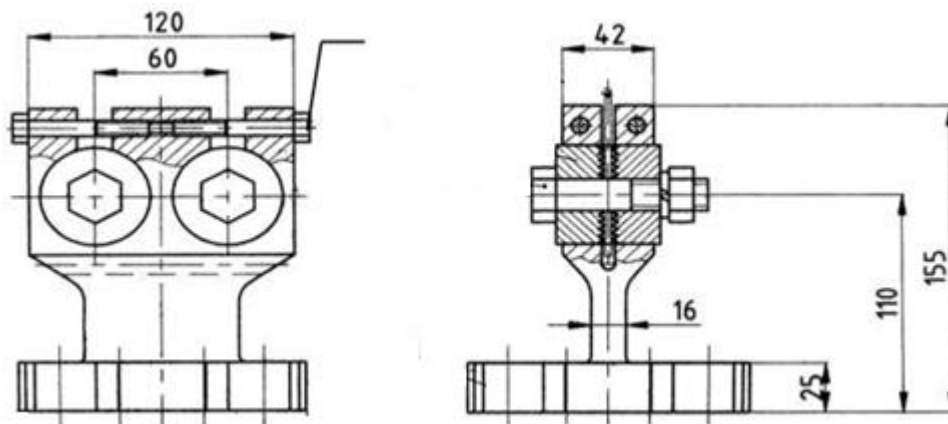


Рисунок 2.8. Конструкція затискачів для передачі зусиль від випробувальної машини СТМ-100 до плоских зразків [129]

При розробці конструкції були виключені рухливі з'єднання з зазорами, що забезпечило підвищену жорсткість зв'язку машини із зразком і виключення можливості ударів при зміні напрямку навантажування (розтяг – стиск). Для жорсткого кріплення вилки опори до тяги машини передбачено вісім отворів для болтових з'єднань. Зусилля від тяги до зразка передається за допомогою вісьмох шайб. Для поліпшення зчеплення із зразком на шайбах передбачені кільцеві рівці (зубці) з боку прилягання до зразка. Ці рівці також перешкоджають розширенню матеріалу в зоні контакту і виникненню стискувальних напружень поза цією зоною, тобто забезпечується підсилення зони отворів. Шайби притискаються до зразка з допомогою болтових з'єднань без контакту болта із зразком. Таке кріплення вважається міцнішим і спроможне передавати більші зусилля, ніж, наприклад, кріплення з використанням пальця. Тягові зусилля від машини до шайб передаються через вилку за допомогою болтів, шайби жорстко затискаються в отворах вилки. Всі деталі виготовлені з сталі 30ХГСА та загартовані (рис. 2.8).

Періодом зародження втомної тріщини вважали таку кількість циклів, коли на поверхні зразка буде видно тріщину довжиною 0,5 мм. Довжину стартової

втомної тріщини  $c$  вимірювали на поверхні зразка. За моментом появи і розвитком втомних тріщин спостерігали через мікроскоп змонтований на гвинтовому валі для переміщення його по довжині та по висоті для фіксування значень тріщини на поверхні  $c$  та по товщині пластини  $a$  (рис. 2.9). Якісне спостереження за вістрям тріщини і приростом її довжини з використанням системи забезпечується за рахунок значного діапазону дискретно регульованого збільшення досліджуваної зони при високій роздільній здатності.

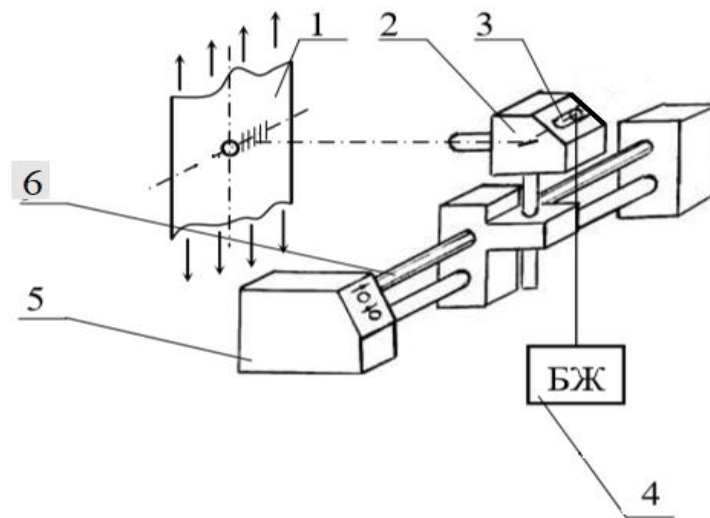


Рисунок 2.9. Система спостереження за зародженням та поширенням втомної тріщини: 1 – досліджуваний зразок; 2 – мікроскоп МБС-10; 3 – освітлювальний пристрій; 4 – блок живлення освітлювального пристрою; 5 – регульований електричний привід; 6 – гвинтовий вал

До складу системи спостереження входять:

- досліджуваний зразок, що кріпиться в затискачах;
- бінокулярний мікроскоп МБС-10;
- освітлювальне пристосування, сила світлового потоку освітлювача регулюється блоком живлення;
- регульований електричний привід, що забезпечує переміщення мікроскопа вздовж напрямку росту тріщини з допомогою гвинтового валка.

Використання конструкції дає можливість швидко (з регульованою швидкістю) переміщати оптичну вісь мікроскопа вздовж напрямку росту

тріщини з трьома ступенями вільності, регулювати яскравість і контрастність зображення, рівень освітлення робочої поверхні. Для вимірювання приросту довжини тріщини можливе використання накладної координатної сітки.

Перед початком проведення експерименту, за необхідності, проводиться підключення необхідних для проведення експерименту каналів виміру параметрів експерименту, після чого всі канали випробувальної установки, дані з яких будуть контролюватися, в обов'язковому порядку калібрують з застосуванням основної програми керування MTL32 (рис. 2.10). За потреби з застосуванням MTL32 можна відкоригувати амплітуду та фазу сигналу відпрацювання, що задається при проведенні експерименту, шляхом виконання тестового відпрацювання. Окрім цього в MTL32 наявна функція встановлення нуля каналу та для запобігання виходу експериментально контролюваного параметру визначені безпечних меж, функція встановлення граничних значень експериментальних параметрів.



Рисунок 2.10. Інтерфейс програми керування MTL32

Підпрограма TestBuilder містить у своєму складі набір функцій за допомогою яких можна реалізувати будь-який експеримент, якщо його реалізація відповідає можливостям експериментального стенду та охоплює більшість видів навантажень, зокрема – програмне, пропорційне, блочне та навантаження за допомогою сигналу, що задається у вигляді функцій. Хід

проведення експерименту при застосуванні програмної оболонки TestBuilder можна контролювати, як за допомогою виводу графіків зміни вибраних величин, так і за конкретними величинами вибраних параметрів, які відображуються у вигляді чисел.

Оболонка TestBuilder дозволяє встановлювати оператором частоту фіксації експериментальних даних та конвертувати результати експерименту у файл формату Excel. Відповідно до поставлених задач досліджень були використані наступні функції оболонки TestBuilder:

– fatigue test (рис. 2.11) вказана функція застосовується при проведенні експериментів в умовах циклічного навантаження. За її допомогою можлива реалізація м'якого та жорсткого режиму навантаження, причому завдання параметрів навантаження можливе, як через максимальні так і через амплітудні значення. Форма сигналу каналу навантаження також задається оператором та може бути вибрана у вигляді синуса, трапеції.

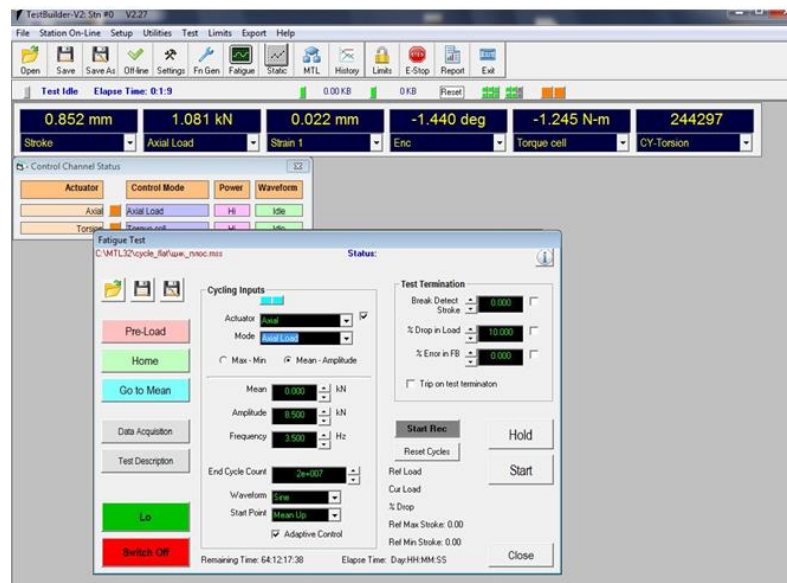


Рисунок 2.11. Інтерфейс програми TestBuilder (fatigue test)

## 2.5. Зразки і формули для визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень

Для дослідження росту втомних тріщин використовували плоскі веслоподібні зразки товщиною 6 мм з алюмінієвого сплаву Д16чТ з центральним отвором виготовлені по ГОСТ 25.502-79 (рис. 2.12).

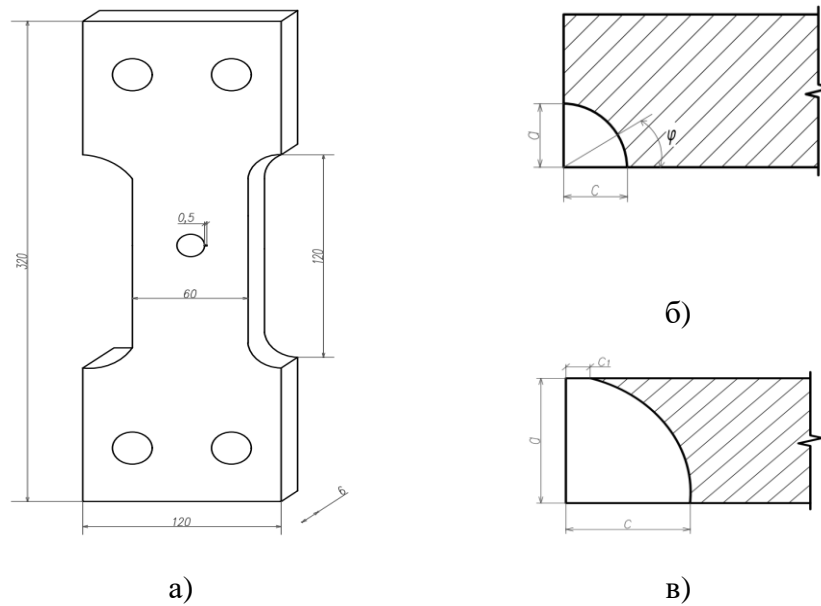
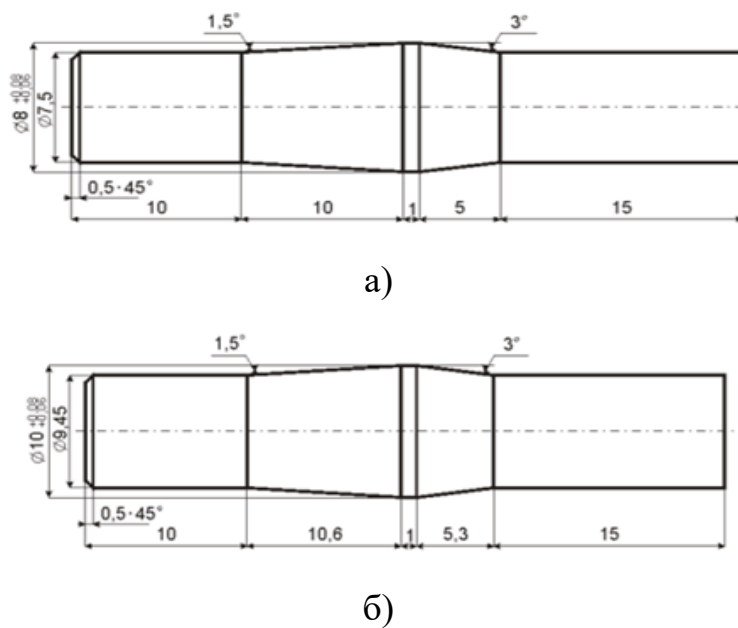
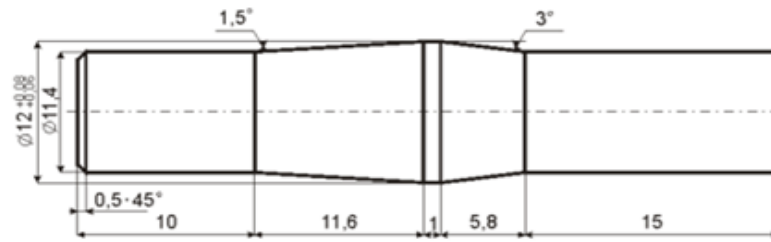


Рисунок 2.12. Зразки для досліджень на втому: а – креслення зразка; б, в – схема поширення тріщини ( $a$  – довжина тріщини вздовж товщини зразка);  $c$  – довжина кутової тріщини на поверхні;  $c_1$  – довжина наскрізної тріщини на поверхні

Дорни виготовляли із сталі та загартовували до твердості 47-48 HRC. На рис. 2.13 зображено креслення дорнів діаметром  $8^{+0.03}$  мм (рис. 2.13а),  $10^{+0.05}$  мм (рис. 2.13б) та  $12^{+0.03}$  мм (рис. 2.13в), які використовувалися для дорнування отворів пластин при одновісному та комбінованому розтязі.

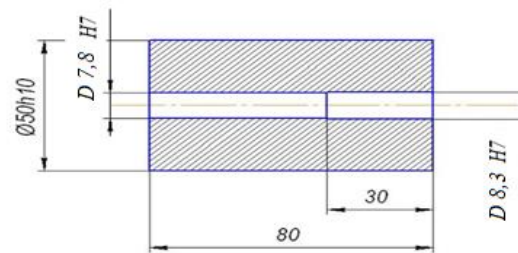




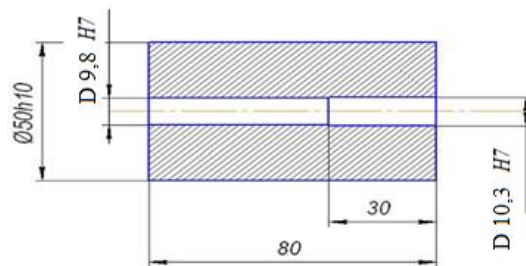
в)

Рисунок 2.13. Креслення дорнів для дорнування та комбінованого дорнування отворів пластин: а –  $8^{+03}$  мм, б –  $10^{+05}$  мм, в –  $12^{+03}$  мм

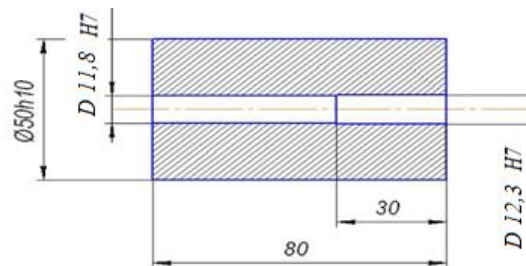
Процес поверхневого пластичного деформування реалізовували накладанням переміщення на дорн. На виході дорна ставилась калібрувальна матриця для дорнів діаметром  $8^{+03}$  мм (рис. 2.14а),  $10^{+05}$  мм (рис. 2.14б) та  $12^{+03}$  мм (рис. 2.14в).



а)



б)



в)

Рисунок 2.14. Калібрувальна матриця для дорнів діаметром:  $8^{+03}$  мм (а),  $10^{+05}$  мм (б),  $12^{+03}$  мм (в)

Поверхнєве пластичне деформування отворів забезпечували дорнуванням (Д) та комбінованим дорнуванням (КД), з накладанням циклічної складової. Зразки виготовляли дев'яти типів із втомним пошкодженням у вигляді тріщини вирощеної з кутового надрізу розміром 0,5 x 0,5 мм (табл. 2.2) відповідно з різним діаметром отворів та величиною відносного натягу дорнування (табл. 2.3). Натягу дорнування  $i$  визначали за формулою (2.1).

Таблиця 2.3. Геометричні розміри пластин до і після дорнування

Діаметри пластин із втомним пошкодженням для випробування втомою				Кількість циклів до руйнування, $N$
$d_{ноч}$ , мм	$d_{кін}$ , мм	$i$ , %	Спосіб зміцнення	
8	8	0	без дорнув.	32245
7,761	7,970	2,7	Д	140817
7,841	8,000	2	КД	94000
10	12	0	без дорнув.	24448
9,728	9,960	2,4	Д	56896
9,775	9,980	2,1	КД	63067
12	12	0	без дорнув.	19639
11,635	11,960	2,8	Д	73981
11,663	11,940	2,4	КД	67196

Для зразка з кутовою тріщиною біля отвору (рис. 2.15) коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН) нормального відриву визначали за формулами Newman та Raju [130].



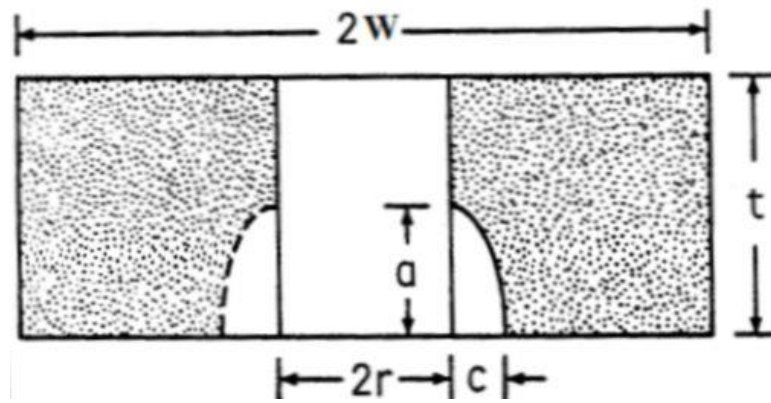


Рисунок 2.15. Зразок з чвертьеліптичною кутовою тріщиною біля отвору [130]

КІН для двох симетричних чвертьеліптичних кутових тріщин біля отвору рис. 2.15 визначали за формулою (2.8):

$$\Delta K = \Delta \sigma \sqrt{\pi \frac{a}{Q}} F_{ch} \left( \frac{a}{c_1}, \frac{a}{t}, \frac{r}{t}, \frac{r}{w}, \frac{c_1}{w}, \varphi \right). \quad (2.8)$$

Формула (2.8) справедлива для  $0,2 \leq a/c \leq 2$ ;  $a/t < 1$ ;  $0,5 \leq r/t \leq 2$ ;  $(r + c)/b < 0,5$ ;  $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ .

Для зразка з однією чвертьеліптичною кутовою тріщиною біля отвору (рис. 2.15) КІН визначали із співвідношення (2.9), (2.10):

$$(K)_{one\ crack} \sqrt{\frac{\frac{4}{\pi} + \frac{ac}{2tr}}{\frac{4}{\pi} + \frac{ac}{tr}}} (K)_{two\ crack}. \quad (2.9)$$

$$\Delta \sigma = \frac{(P_{max} - P_{min})}{S}, \quad (2.10)$$

де  $S$  – площа поперечного перерізу;  $\Delta \sigma$  – розмах напружень;  $t$  – товщина зразка;  $2W$  – ширина зразка;  $r$  – радіус отвору;  $\varphi$  – кут між радіусом, що з'єднує точку на фронті тріщини і площиною лицевої сторони пластини;  $Q$  – поправочний коефіцієнт форми тріщини, який визначається за формулою (2.11):

$$Q = 1 + 1,464 \left( \frac{c}{a} \right)^{1,65}. \quad (2.11)$$

Функція  $F_{ch}$  є поправковою функцією і враховує геометрію і розміри тріщини, розміри пластини і отвору, визначається за формулою (2.12):

$$F_{ch} = \left[ M_1 + M_2 \left( \frac{a}{t} \right)^2 + M_3 \left( \frac{a}{t} \right)^4 \right] g_1 g_2 g_3 g_4 F_\phi F_w. \quad (2.12)$$

Параметри  $M_1, M_2, M_3, g_1, g_2, g_3, g_4, f_\phi, f_w$  для випадку  $a/c > 1$  визначаються за формулами (2.13-2.21):

$$M_1 = \sqrt{\frac{c}{a}} \left( 1 + 0,04 \frac{c}{a} \right). \quad (2.13)$$

$$M_2 = 0,2 \left( \frac{c}{a} \right)^4. \quad (2.14)$$

$$M_3 = -0,11 \left( \frac{c}{a} \right)^4. \quad (2.15)$$

$$g_1 = 1 + \left[ 0,1 + 0,35 \left( \frac{c}{a} \right) \left( \frac{a}{t} \right)^2 \right] (1 - \sin \varphi)^2. \quad (2.16)$$

$$g_2 = \frac{1 + 0,358\lambda + 1,425\lambda^2 - 1,578\lambda^3 + 2,156\lambda^4}{1 + 0,13\lambda^2}. \quad (2.17)$$

$$\lambda = \frac{1}{1 + \frac{c}{R} \cos(\mu\varphi)}, \quad (2.18)$$

де  $\mu = 0,85$ .

$$g_3 = \left( 1,13 - 0,09 \frac{c}{a} \right) [1 + 0,1(\cos \varphi)^2] \left[ 0,85 + 0,15 \left( \frac{a}{t} \right)^{1/4} \right]. \quad (2.19)$$

Для випадку  $a/c > 1$ ,  $g_4 = 1$ .

$$f_\phi = \left[ \left( \frac{c}{a} \right)^2 \sin^2 \varphi + \cos^2 \varphi \right]^{1/4}. \quad (2.20)$$

$$f_w = \left[ \sec \left( \frac{\pi r}{2W} \right) \sec \left( \frac{\pi(2r + nc)}{4(W - c) + 2nc} \right) \sqrt{\frac{a}{t}} \right]^{1/2}, \quad (2.21)$$

де  $n = 1$ .

Поправочний коефіцієнт форми фронту тріщини  $Q$  для випадку  $a/c < 1$ , визначається за формулою (2.22):

$$Q = 1 + 1,464 \left( \frac{a}{c} \right)^{1,65}. \quad (2.22)$$

Функція  $F_{ch}$  для випадку  $a/c < 1$  визначається за формулою (2.12).

Параметри  $M_1, M_2, M_3, g_1, g_2, g_3, g_4, f_\phi, f_w$  для випадку  $a/c < 1$  визначаються за формулами (2.23-2.32):

$$M_1 = 1,13 - 0,09 \left( \frac{c}{a} \right). \quad (2.23)$$

$$M_2 = -0,54 + \left( \frac{0,89}{0,2 + \frac{a}{c}} \right). \quad (2.24)$$

$$M_3 = 0,5 - \frac{1}{0,65 + \frac{a}{c}} + 14 \left( 1 - \frac{a}{c} \right)^{24}. \quad (2.25)$$

$$g_1 = 1 + \left[ 0,1 + 0,35 \left( \frac{a}{t} \right)^2 \right] (1 - \sin \varphi)^2. \quad (2.26)$$

$$g_2 = \frac{1 + 0,358\lambda + 1,425\lambda^2 - 1,578\lambda^3 + 2,156\lambda^4}{1 + 0,13\lambda^2}. \quad (2.27)$$

$$\lambda = \frac{1}{1 + \frac{c}{R} \cos(\mu\varphi)}. \quad (2.28)$$

де  $\mu = 0,85$ .

$$g_3 = \left( 1 + 0,04 \frac{c}{a} \right) [1 + 0,1(\cos \varphi)^2] \left[ 0,85 + 0,15 \left( \frac{a}{t} \right)^{1/4} \right]. \quad (2.29)$$

$$g_4 = 1 - 0,7 \left( 1 - \frac{a}{t} \right) \left( \frac{a}{c} - 0,2 \right) \left( 1 - \frac{a}{c} \right). \quad (2.30)$$

$$f_\phi = \left[ \left( \frac{a}{c} \right)^2 \cos^2 \varphi + \sin^2 \varphi \right]^{1/4}. \quad (2.31)$$

$$f_w = \left[ \sec \left( \frac{\pi r}{2W} \right) \sec \left( \frac{\pi(2r + nc)}{4(W - c) + 2nc} \right) \sqrt{\frac{a}{t}} \right]^{1/2}, \quad (2.32)$$

де  $n = 1$ .

Для спостереження за зародженням та поширенням втомних тріщин у досліджуваних зразках використовували стереоскопічний мікроскоп МБС-10, який був закріплений на гвинтовий вал (рис. 2.9) для переміщення його по висоті і довжині для спостереження за ростом розвитку втомної тріщини у трьох положеннях під кутами  $0^\circ$ ;  $30^\circ$  та  $60^\circ$  (рис. 2.16). При спостереженні враховували кут під яким спостерігали і записували дійсні значення.

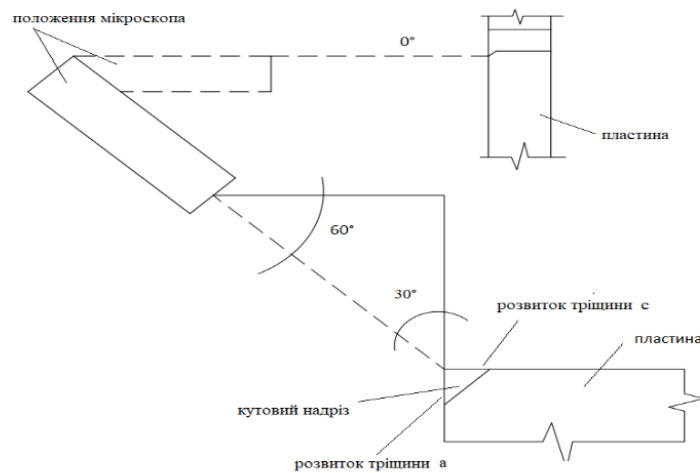


Рисунок 2.16. Положення мікроскопа МБС-10 відносно пластини для спостереження за швидкістю РВТ по поверхні  $c$  та по товщині пластини  $a$

Залишкове розкриття втомних тріщин і берегів надрізу вимірювали на інструментальному мікроскопі МІМ-10 через 0,1 мм від надрізу зі збільшенням 487 разів (рис. 2.17).

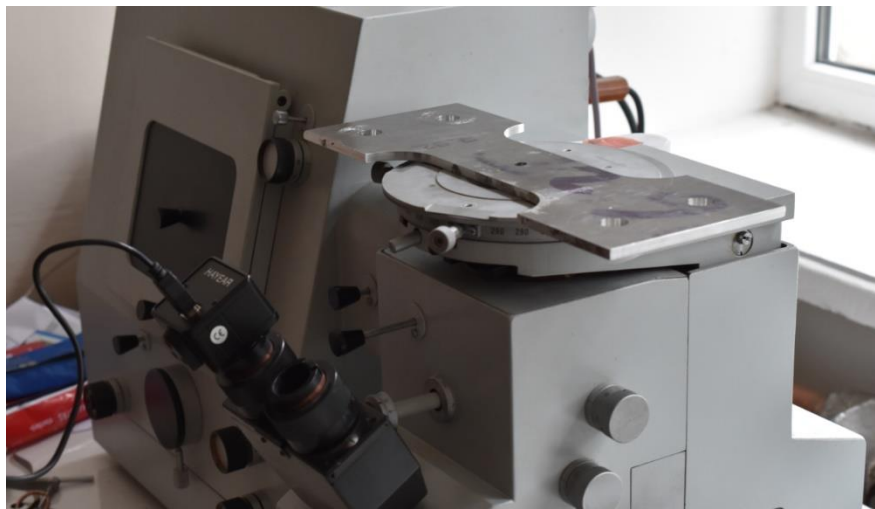


Рисунок 2.17. Мікроскоп МІМ-10

## 2.6. Висновки

1. Розроблено оригінальні методики підвищення довговічності елементів конструкцій з концентраторами напружень, шляхом пружно-пластичного деформування отворів з використанням робочих інструментів з

пам'яттю форми, які дозволяють створювати залишкові стискувальні напруження навколо отвору в осьовому і радіальному напрямках.

2. Розроблено методики дорнування та комбінованого дорнування пластин з алюмінієвого сплаву з пошкодженнями біля отворів у вигляді чвертькрової втомної тріщини з виходом на поверхню пластини. Спроековано інструмент для дорнування, який забезпечує створення різного натягу, а також необхідну оснастку. Методика реалізована на базі сервогідравлічної випробувальної машини СТМ-100, яка забезпечує широкий діапазон швидкостей навантаження по силі і переміщенню штоку циліндра, а також запис вимірювальних параметрів зусилля та переміщення під час дорнування.

3. Розроблено метод зміцнення функціональних і кріпильних отворів в авіаційних елементах конструкцій з втомними пошкодженнями – комбінованим дорнуванням, яке полягає у тому, що на поступальний рух інструменту (дорна) накладається циклічна складова, яка збільшує залишкові стискувальні напруження в околі отвору і відповідно підвищує залишкову втомну довговічність конструктивного елемента порівняно із дорнуванням.

### Розділ 3. Моделювання холодного пластичного деформування пластини з отвором з використанням інструменту із сплаву з пам'яттю форми

#### 3.1. Моделювання механічної поведінки матеріалу з ефектом пам'яті форми чисельним методом

Експериментально отримані характеристики на випробувальній машині FP-100 механічних властивостей (табл. 3.1) нікель-титанового сплаву Ni-Ti (Ni-55,8%, Ti-44,2%) [131], зокрема напружень прямих ( $\sigma^{Ms}$ ,  $\sigma^{Mf}$ ) і зворотних ( $\sigma^{As}$ ,  $\sigma^{Af}$ ) аустенітно-мартенситних фазових перетворень при температурі 16 °C.

Таблиця 3.1. Фізико-механічні властивості Ni-Ti сплаву при температурі 16 °C [131]

Напруження початку мартенситного перетворення, $\sigma^{Ms}$	450 МПа
Напруження завершення мартенситного перетворення, $\sigma^{Mf}$	460 МПа
Напруження початку аустенітного перетворення, $\sigma^{As}$	190 МПа
Напруження завершення аустенітного перетворення, $\sigma^{Af}$	100 МПа
Модуль пружності, $E_a$	$5,27 \cdot 10^4$ МПа
Коефіцієнт Пуассона	0,36
Густина матеріалу	6,45 г/см <sup>3</sup>

З використанням МСЕ моделювали псевдопружну поведінку нікель-титанового сплаву за циклічного деформування розтягом. Скінчено елементну тривимірну модель створювали в програмному комплексі ANSYS Workbench. При побудові моделі використовували характеристики механічних властивостей нікель-титанового сплаву (табл. 3.1). Результати чисельного моделювання задовільно узгоджуються із експериментальними даними, отриманими за одновісного навантаження розтягом і розвантаження циліндричних зразків із нікель-титанового сплаву за температури вище температури завершення фазового перетворення аустеніту.

Для дослідження НДС за статичного і повторно статичного розтягу була створена скінчено-елементна 3-D модель досліджуваного зразка у вигляді дротини. Сітка скінчених елементів (СЕ) для моделі була створена за допомогою СЕ Solid186. Solid186 – 3-D елемент (рис. 3.1), який складається з 20 вузлів, кожен з яких має три ступені вільності: переміщення вузлів у напрямках  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ , а також має властивості пружності, пластичності, гіперпружності, повзучості, жорсткості, великих прогинів та деформацій. Він також має змішану композиційну здатність для симуляції деформацій пружно-пластичних і повністю нестискуваних гіпереластичних матеріалів. Елемент може навантажуватись зусиллями, переміщеннями та температурами, може мати форми: призми, тетраедра та піраміди, які створюються за допомогою задання ідентичних номерів для вузлів  $K$ ,  $L$  та  $S$ ;  $A$  та  $B$ ;  $O$ ,  $P$  та  $W$  [112].

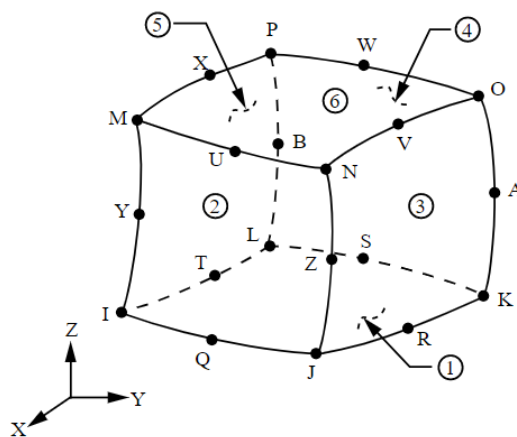


Рисунок 3.1. Геометрія скінченого елемента Solid186 [112]

Для оцінки достовірності розрахунку МСЕ напружено-деформованого стану та для реального відтворення розрахунковою моделлю процесів деформування та НДС матеріалу необхідно структурним складовим моделі надати механічних властивостей (модуль Юнга, густина, коефіцієнт Пуасона, напруження початку та закінчення мартенситного та аустенітного перетворень).

Механічну поведінку сплаву з пам'яттю форми (ефект псевдопружності) моделювали методом скінчених елементів за допомогою прикладного програмного пакету ANSYS Workbench за статичного та повторно статичного

навантаження розтягом та розвантаження з використанням експериментально отриманих характеристик механічних властивостей [131]. Скінчено елементна модель зразка з нікель-титанового сплаву діаметром  $d = 1,5$  мм та довжиною  $L = 30$  мм жорстко закріплена в точці  $A$  та навантажена вздовж осі  $Z$  силою, що прикладена в точці  $B$  (рис. 3.2). Загальна кількість скінченних елементів становить - 896, а вузлів - 4531. Розмір одного СЕ становить 0,5 мм. Весь етап моделювання задавали у 13 кроків до повного руйнування 3-д моделі, де 2 кроки – це 1 цикл навантаження, відповідно непарні кроки – це кроки навантаження, а парні – кроки розвантаження.

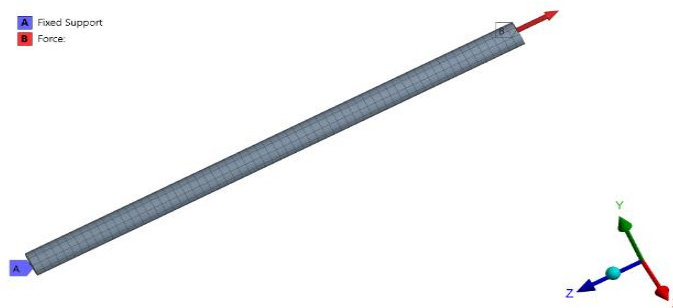
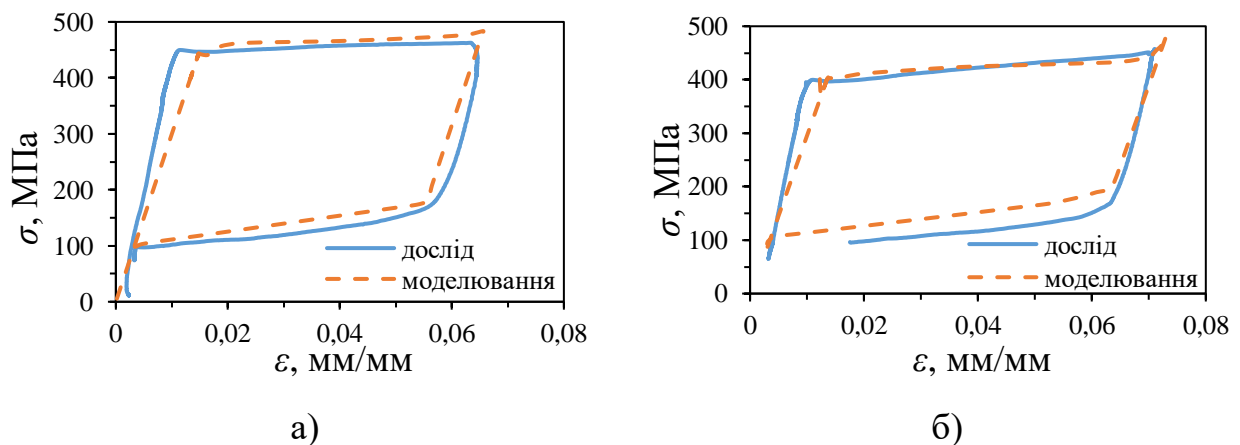
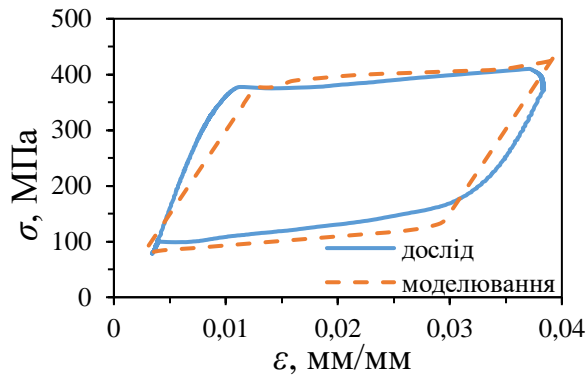


Рисунок 3.2. Геометрія 3-D моделі в осях XYZ: обмеження переміщень  $A$ , та прикладена сила  $B$

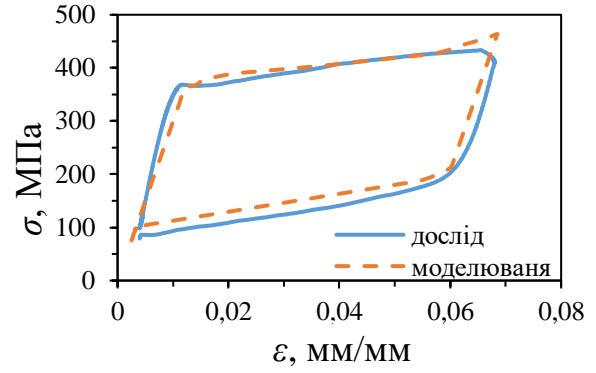
Отримані результати залежності напружень від деформацій чисельним моделюванням накладено на результати отримані із експерименту. На рис. 3.3а-є зображені графіки залежності напружень від деформацій отримані чисельним методом і порівняно із даними отриманими експериментально на 1-7 циклі при статичному та повторно статичному навантаженні [132–137].



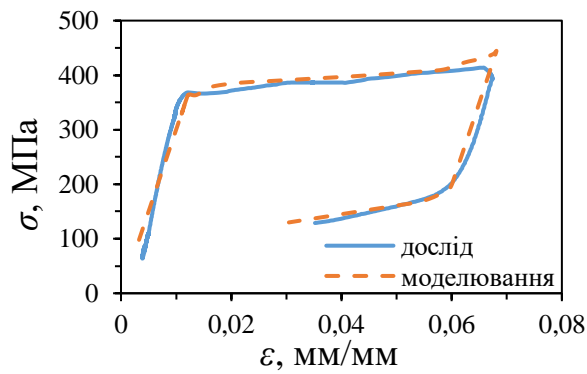




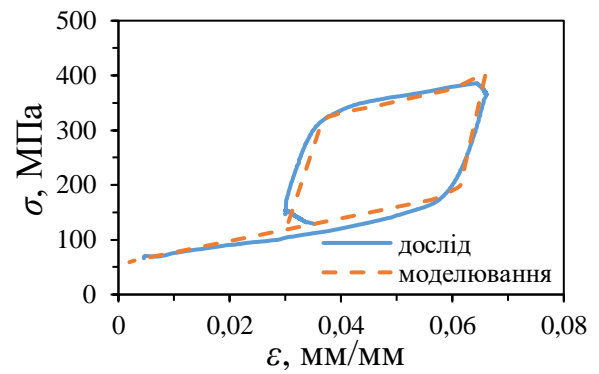
в)



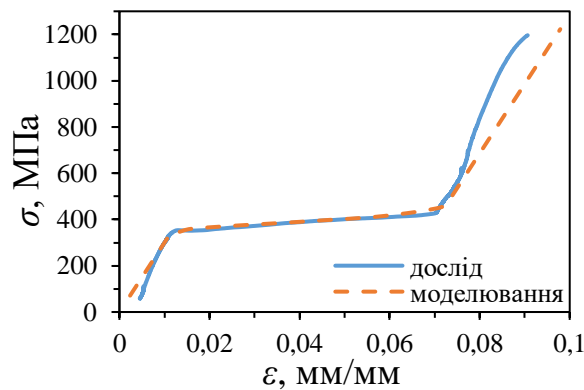
г)



д)



е)



є)

Рисунок 3.3. Залежність напружень від деформацій Ni-Ti сплаву отримані експериментально та чисельним моделюванням (а-є) на 7 циклах навантаження

У табл. 3.2 приведені експериментальні і чисельні результати максимальних і мінімальних напружень, а також деформацій на кожному циклі навантаження та розвантаження від прикладеної сили  $P$ . Результати отримані експериментально добре узгоджуються з результатами чисельного

моделювання. Максимальна похибка напружень на всіх циклах навантаження становила 10,1 %, а деформацій – 6,1 %.

Таблиця 3.2. Значення напружень і деформацій отриманих при експерименті та чисельному моделюванні

№ циклу	Сила, $P$	$\varepsilon$ , мм/мм		Похибка, %	$\sigma$ , МПа		Похибка, %
		екс.	мод.		екс.	мод.	
I	817	0,063	0,065	3,1	462	481	4,1
	130	0,003	0,001	-	76	82	7,8
II	800	0,071	0,070	1,4	456	494	8,3
	170	0,003	0,001	-	96	89	7,2
III	710	0,037	0,038	2,7	410	444	8,2
	120	0,003	0,001	-	97	90	7,2
IV	763	0,065	0,069	6,1	432	475	9,9
	140	0,003	0,001	-	79	85	10,1
V	730	0,065	0,068	4,6	413	455	10,1
	240	0,035	0,032	8,5	128	129	0,7
VI	660	0,065	0,066	1,5	376	411	9,3
	100	0,004	0,001	-	60	59	1,1
VII	2100	0,090	0,087	3,3	1200	1240	3,7

У табл. 3.3 представлені зміни напружень переходу від прямих до зворотних фазових перетворень на кожному циклі завантаження отриманих експериментально на випробувальній машині FP-100 при швидкості 0,2 мм/сек. Зміна прямих та зворотних перетворень зв'язана із проходженням різної прикладеної сили  $P$  за сталу швидкість навантаження на всіх циклах навантаження.

Таблиця 3.3. Значення прямих і зворотних напружень фазових перетворень на циклах навантаження отриманих експериментально при швидкості 0,2 мм/сек

№ циклу	$\sigma^{as}$ , МПа	$\sigma^{af}$ , МПа	$\sigma^{ms}$ , МПа	$\sigma^{mf}$ , МПа
I	450	460	170	100
II	400	455	170	100

III	377	405	160	100
IV	368	430	190	85
V	366	403	185	85
VI	350	377	177	60
VII	350	430	-	-

### 3.2. Моделювання полів напружень та залишкових напружень після дорнування методом скінченних елементів

МСЕ досліджували залишкові стискувальні напруження в околі отвору, які створювали за рахунок холодного розширення отворів з використанням інструменту із СПФ. Моделювання виконано в програмному середовищі ПК ANSYS Workbench для матеріалу за односторонньої пам'яті форми. На рис. 3.4а зображена пластина в системі координат  $XYZ$  на яку в точці (А) накладені обмеження заборони переміщення вздовж осі  $Z$ . Побудована скінчено-елементна геометрична 3-D модель пластини з отвором (рис. 3.4б) і робочого інструменту із СПФ (рис. 3.4в) [137–143].

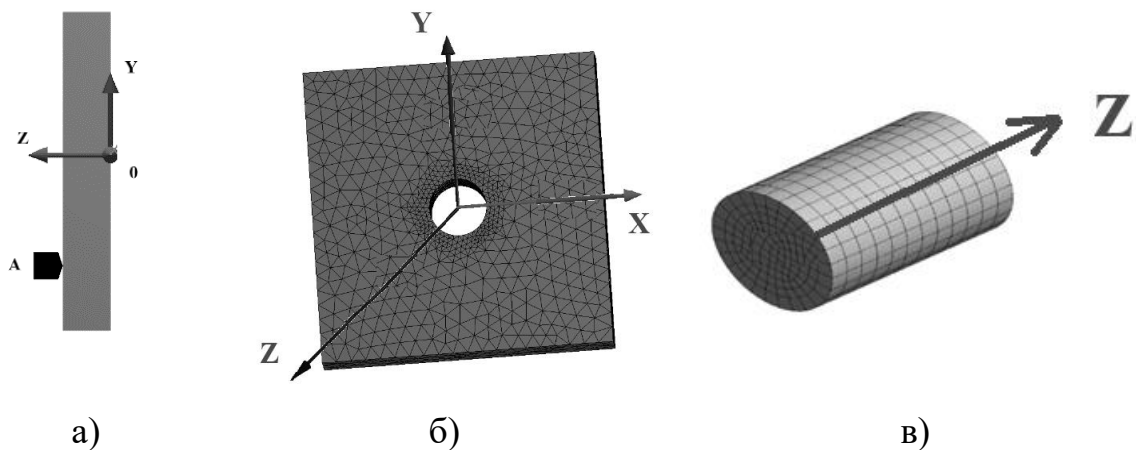


Рисунок 3.4. Пластина в системі координат  $XYZ$  (а); скінчено-елементна геометрична 3-D модель пластини (б); робочого інструменту (в)

Розглядали квадратну пластину зі сторонами 40 x 40 мм (рис. 3.4б) та товщиною  $t = 6$  мм з функціональним отвором із алюмінієвого сплаву Д16чТ. Робочий інструмент із сплаву із пам'яттю форми у вигляді циліндра довжиною

$L = 12$  мм (рис. 3.4в). Діаграма деформування алюмінієвого сплаву за одновісного та комбінованого розтягу при  $20^{\circ}\text{C}$  представлена на рис. 3.5.

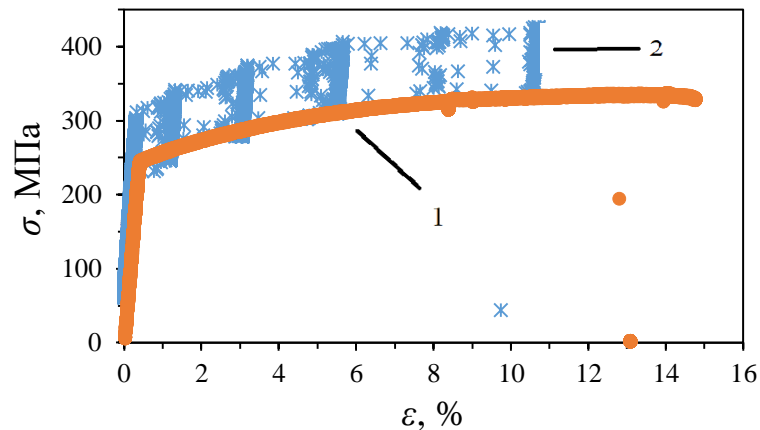


Рисунок 3.5. Діаграма деформування алюмінієвого сплаву Д16чТ за одновісного (1) та комбінованого навантаження розтягу (2)

Розрахункові діаграми, які використовували у моделюванні МСЕ для задання характеристик для діаграм деформування пластини представлені на рис. 3.6.

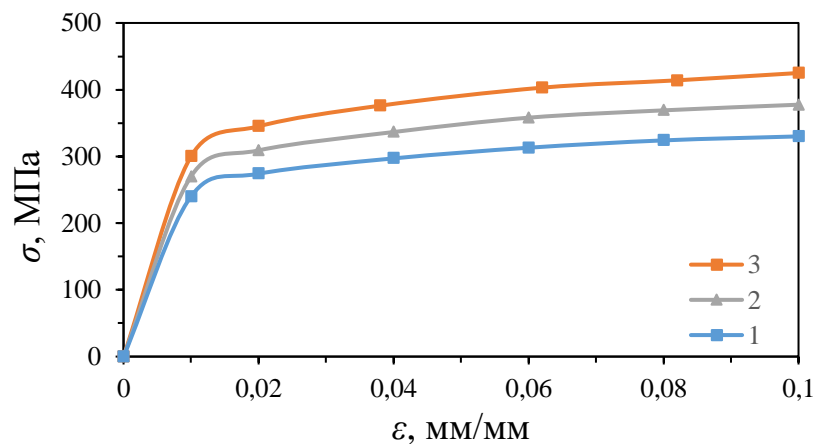


Рисунок 3.6. Розрахункові діаграми деформування алюмінієвого сплаву Д16чТ за одновісного (1) та комбінованого навантаження розтягу (2, 3)

При розрахунку МСЕ використовували діаграми деформування 1-3, де 1 – нижня огинаюча за одновісного розтягу (Р), яка співпадає із нижньою огинаючою діаграмою за комбінованого розтягу; 3 – верхня огинаюча за комбінованого розтягу за максимальними напруженнями (КРМ); 2 – діаграма

комбінованого розтягу побудована за середніми значенням напруження (КРС), яка визначалась за формулою (3.1):

$$\sigma = (\sigma_{max} + \sigma_{min})/2, \quad (3.1)$$

де  $\sigma_{max}$ ,  $\sigma_{min}$  – максимальне і мінімальне напруження за комбінованого розтягу.

У табл. 3.4 представлені хімічний склад та механічні властивості алюмінієвого сплаву Д16чТ за одновісного та комбінованого розтягу.

Таблиця 3.4. Хімічний склад та механічні властивості алюмінієвого сплаву Д16чТ за одновісного і комбінованого розтягу при 20° С

Діаграма деформування	Cu, %	Mg, %	Mn, %	Si, %	Fe, %	Ti, %	Al
	4,0	1,6	0,75	0,07	0,05	0,03	Основа
	$\sigma_{0,2}$ , МПа		$\sigma_B$ , МПа		$\sigma_B/\sigma_{0,2}$		
Р	240		330		1,37		
КРС	270		380		1,40		
КРМ	300		430		1,43		

Збільшення границі плинності алюмінієвого сплаву Д16чТ за комбінованого деформування розтягом проявляється у матеріалів, які демонструють збільшення напруження під дією комбінованого навантаження розтягом, порівняно із одновісним розтягом за однакової деформації.

Методом скінчених елементів (МСЕ) змодельовано холодне пластичне деформування отвору в пластині з використанням сплаву із пам'яттю форми. Робочий інструмент у вигляді циліндра із нікель-титанового сплаву Ni<sub>55,8%</sub> Ti<sub>44,2%</sub> діаметром  $d = 8, 10$  та  $12$  мм і довжиною робочої ділянки  $L = 12$  мм поміщували в отвір пластини розмірами  $40 \times 40$  мм з алюмінієвого сплаву Д16чТ. При нагріванні інструмент розширюючись пластично деформує пластину в околі отвору. Для моделювання використовували характеристики механічних властивостей та температури старту й фінішу прямих і зворотних фазових перетворень табл. 3.5 [143].

Таблиця 3.5. Фізико-хімічні характеристики сплаву із пам'яттю форми [143]

Модуль пружності, МПа		Коефіцієнт Пуассона	Температури перетворень, °C			
			Фази мартенситу		Фази аустеніту	
$E_a$	$E_m$	0,33	$M_f$	$M_s$	$A_s$	$A_f$
52700	45000			-96	-69	-60,5

Для дискретизації моделей використано 20-вузловий 3-D скінчений елемент (СЕ) SOLID186. Для підвищення точності розрахунку МСЕ пластину дискретизували тетраедрами із стороною 2 мм, а навколо отвору тетраедрами із стороною 0,5 мм. Інструмент дискретизували двадцятивузловими СЕ із стороною 1 мм.

Перебіг пластичного деформування отвору моделювали у п'ять кроків: робочий інструмент деформують розтягом за температури  $M_f = -96^\circ \text{C}$  (I); розвантажують і переміщують у отвір пластини при температурі  $M_f = -96^\circ \text{C}$  (II); нагрівають до температури вище  $A_f = -15^\circ \text{C}$  (III); охолоджується до  $M_f = -96^\circ \text{C}$  в середині отвору (IV); вилучають із отвору (V).

На рис. 3.7 зображено залежність поздовжньої деформації дорна із СПФ від температури, яку отриману за результатами чисельного моделювання.

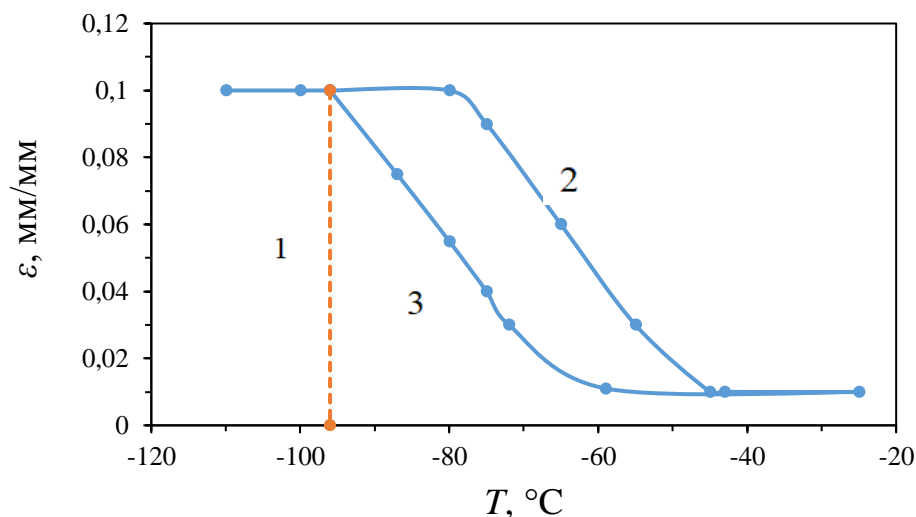


Рисунок 3.7. Залежність поздовжньої деформації від температури фазових перетворень: 1 – деформування розтягом при  $M_f$ ; 2 – нагрівання до температури  $A_f$ ; 3 – охолодження до температури  $M_f$

У табл. 3.6 представлені значення діаметру отвору пластини із сплаву Д16сТ та діаметру інструменту з Ni-Ti сплаву в недеформованому стані ( $D_0$ ) і після деформування ( $D_1$ ) у фазі мартенситу. Діаметр моделі дорна  $D_0 = 8, 10$  і  $12$  мм більший за початковий діаметр отвору в пластині  $d_0$ . При нагрівання до температури  $A_f$  СПФ переходить у фазу аустеніту і розширюючись у отворі пластини до  $d_0$  створює розтягуючі напруження в околі отвору. Після охолодження до температури  $M_f$  інструмент вилучається із отвору, формуючи залишкові стискувальні напруження в його околі. Натяг дорнування (відносного розширення отвору) визначали за формулою (2.1).

Таблиця 3.6. Геометричні розміри інструменту та отвору пластини

Початковий діаметр інструменту $D_0$ , мм	Діаметр інструменту після деформації $D_1$ , мм	Початковий діаметр отвору пластини $d_0$ , мм	Діаметр пластини після зміцнення, $d_1$ , мм	Натяг відносного розширення, $i$ , %
8	7,736	7,76	7,95	2,4
8	7,736	7,84	7,96	1,5
10	9,67	9,70	9,94	2,4
10	9,67	9,80	9,95	1,5
12	11,604	11,64	11,93	2,4
12	11,604	11,76	11,94	1,5

На рис. 3.8 – 3.16 зображено поля напружень в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм,  $10$  мм та  $12$  мм за максимального навантаження та після розвантаження вздовж осі  $X$  та  $Y$  за відносного розширення отвору  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % за дорнування та комбінованого дорнування (рис. 3.6). На рисунку 3.17 представлено положення осі  $Z$  по товщині пластини  $t$  та напрямок осі  $X$ .

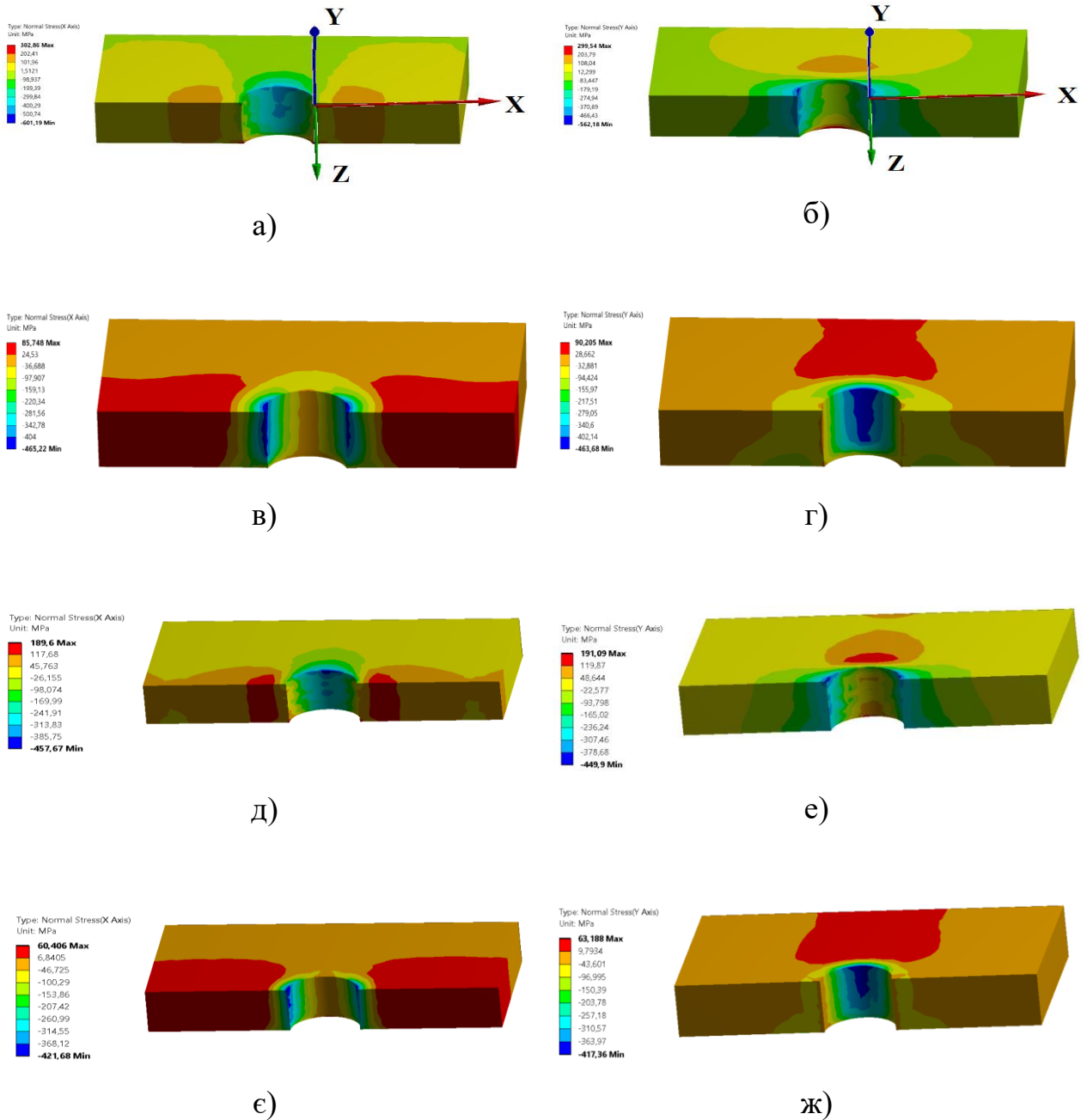
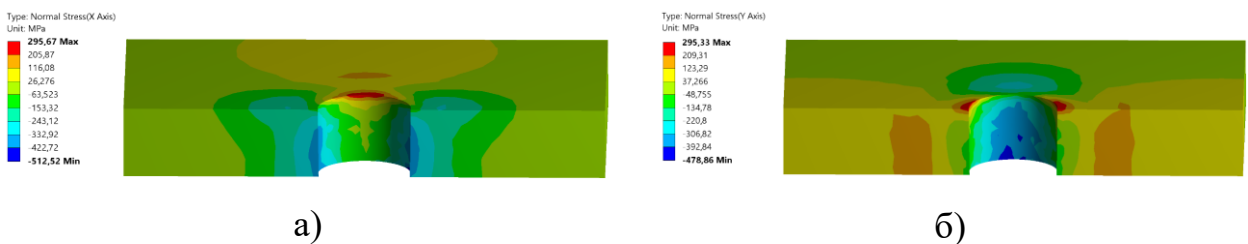


Рисунок 3.8. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, е, ж) в околі отвору пластини діаметром 8 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5\%$  (д, е, е, ж) вздовж осі X (а, в, д, е) та Y (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)





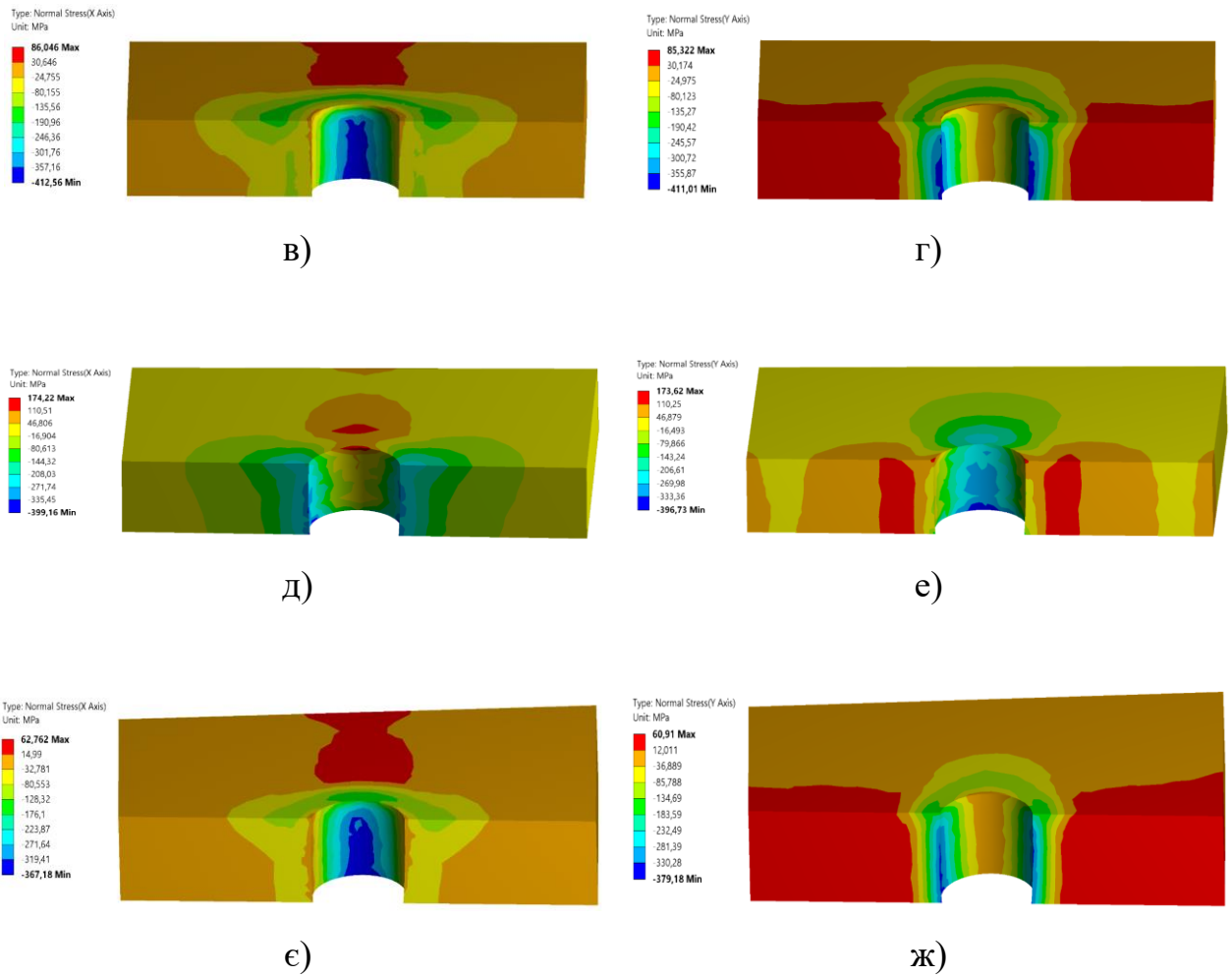
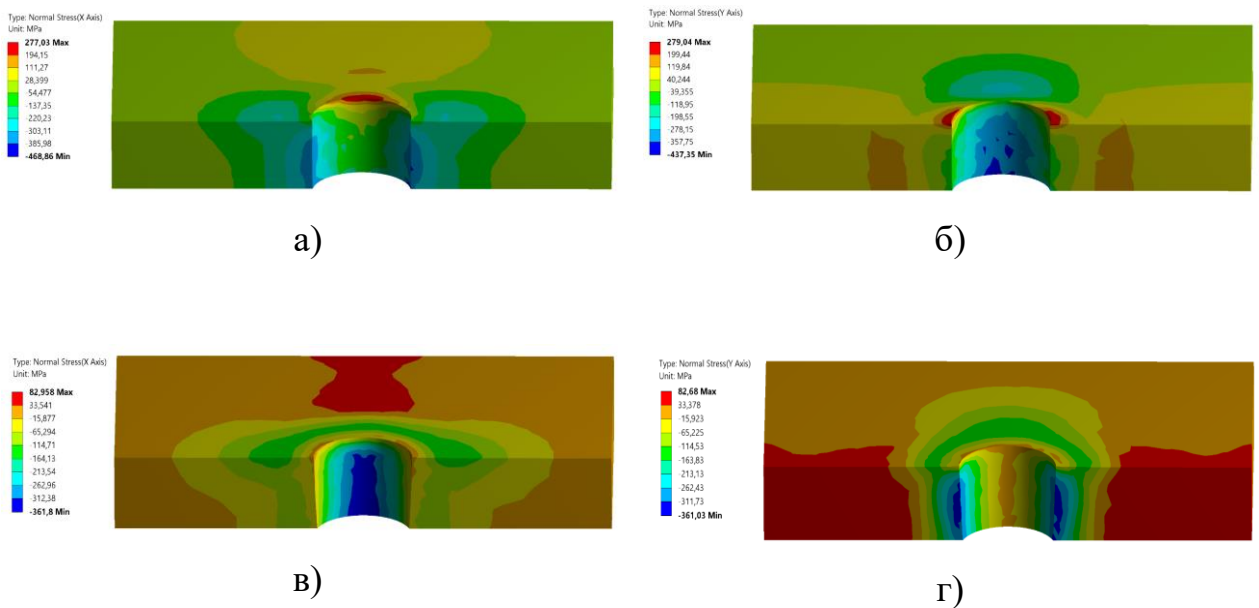


Рисунок 3.9. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, е, ж) в околі отвору пластини діаметром 8 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5\%$  (д, е, е, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, е) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)



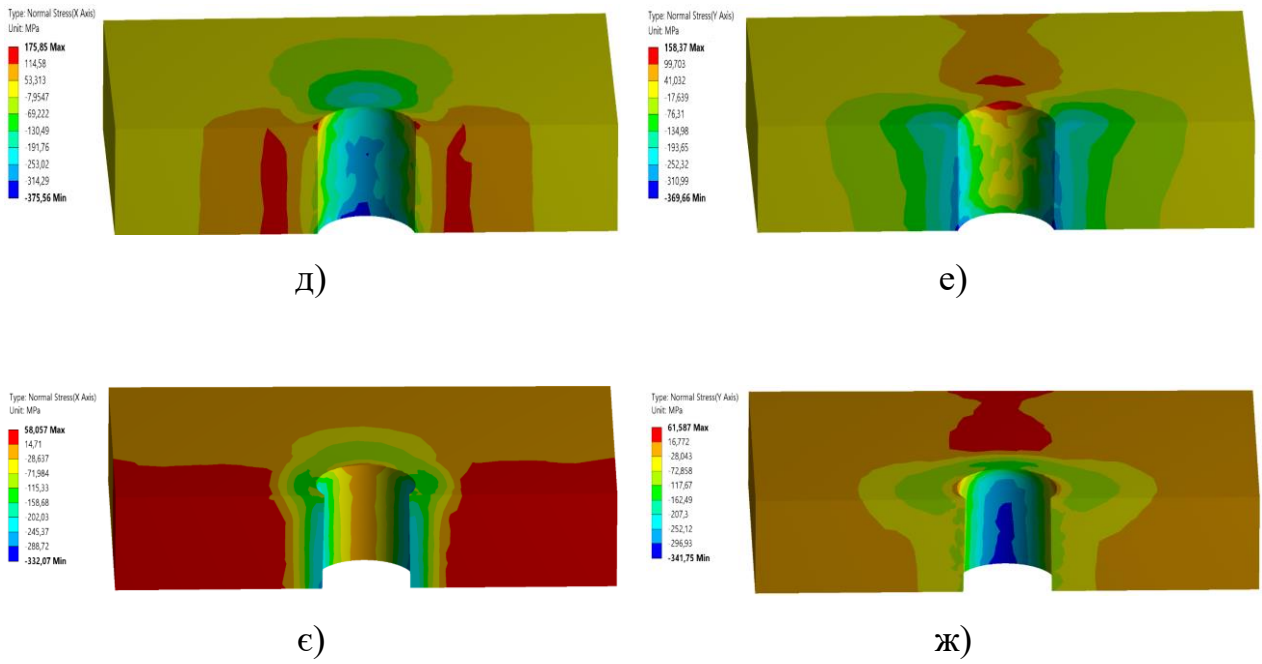
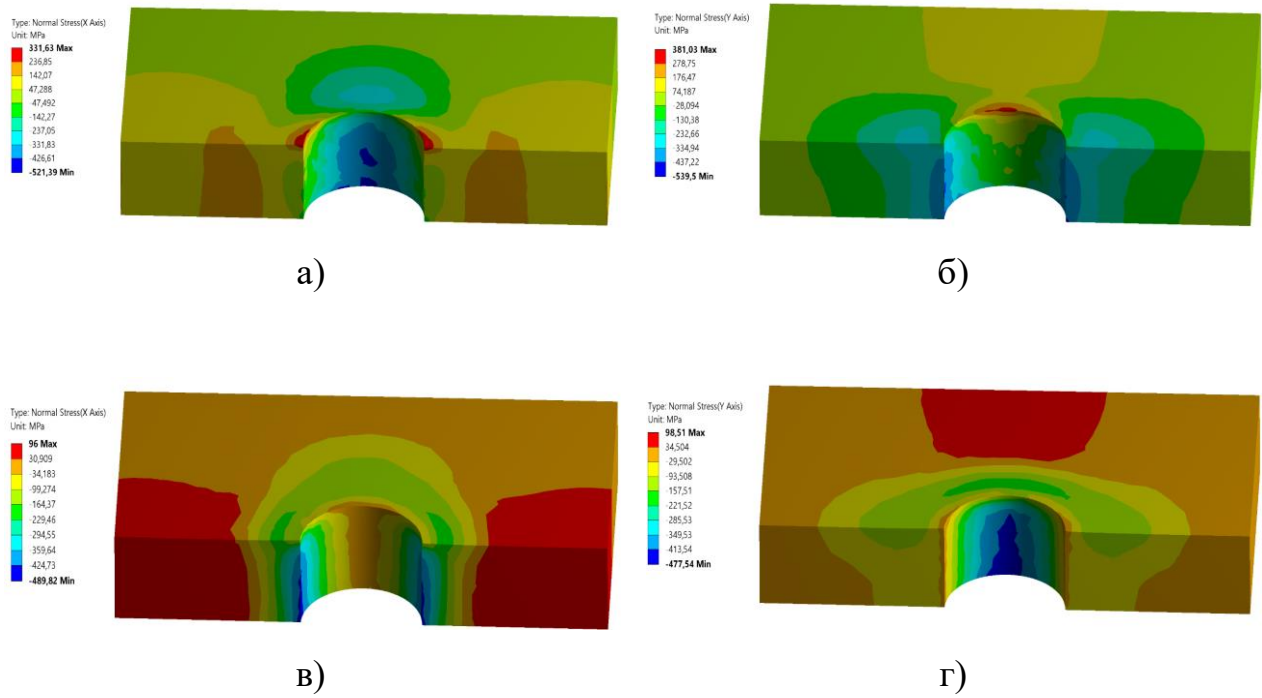


Рисунок 3.10. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 8 мм після дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5 \%$  (д, е, є, ж) вздовж осі X (а, в, д, є) та Y (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)



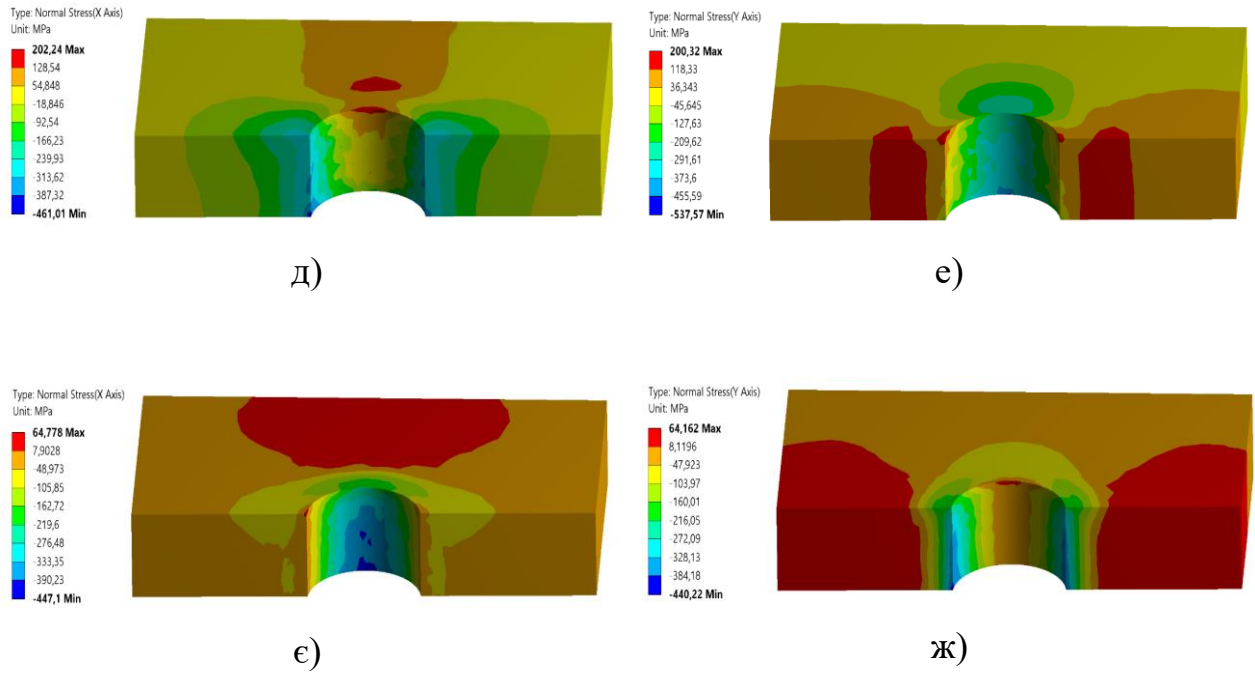
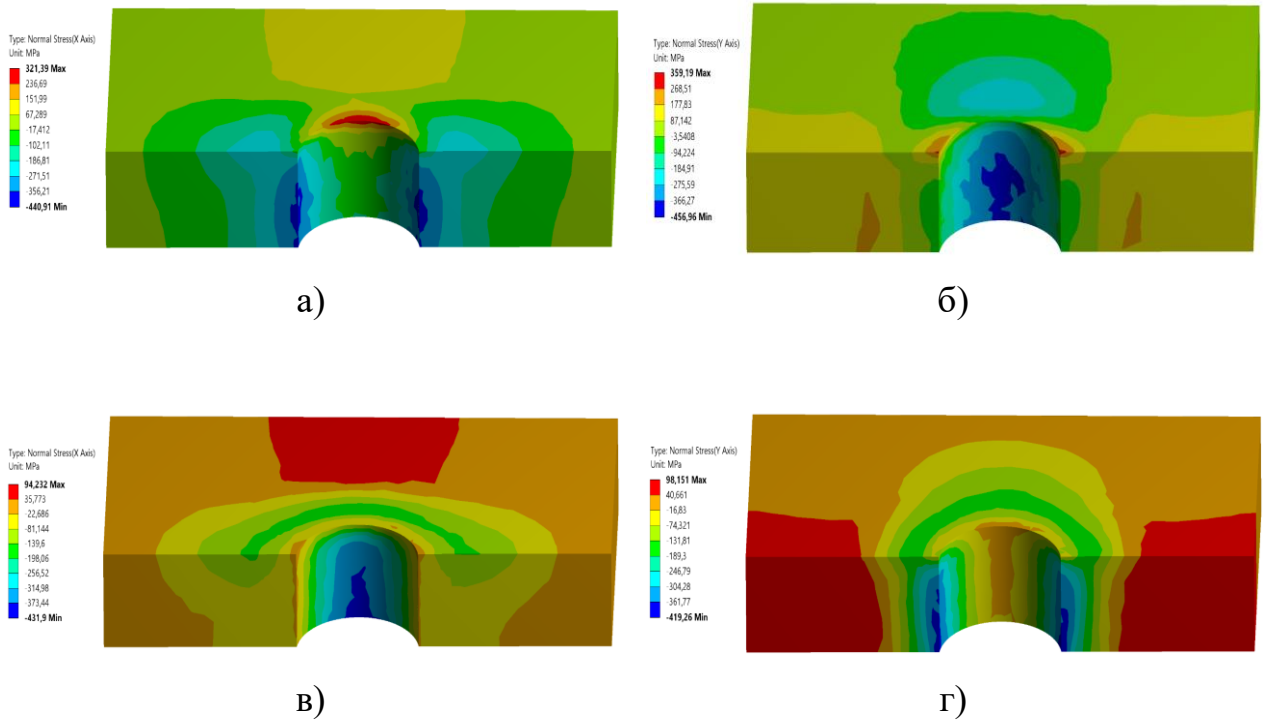


Рисунок 3.11. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 10 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5 \%$  (д, е, є, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, є) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)



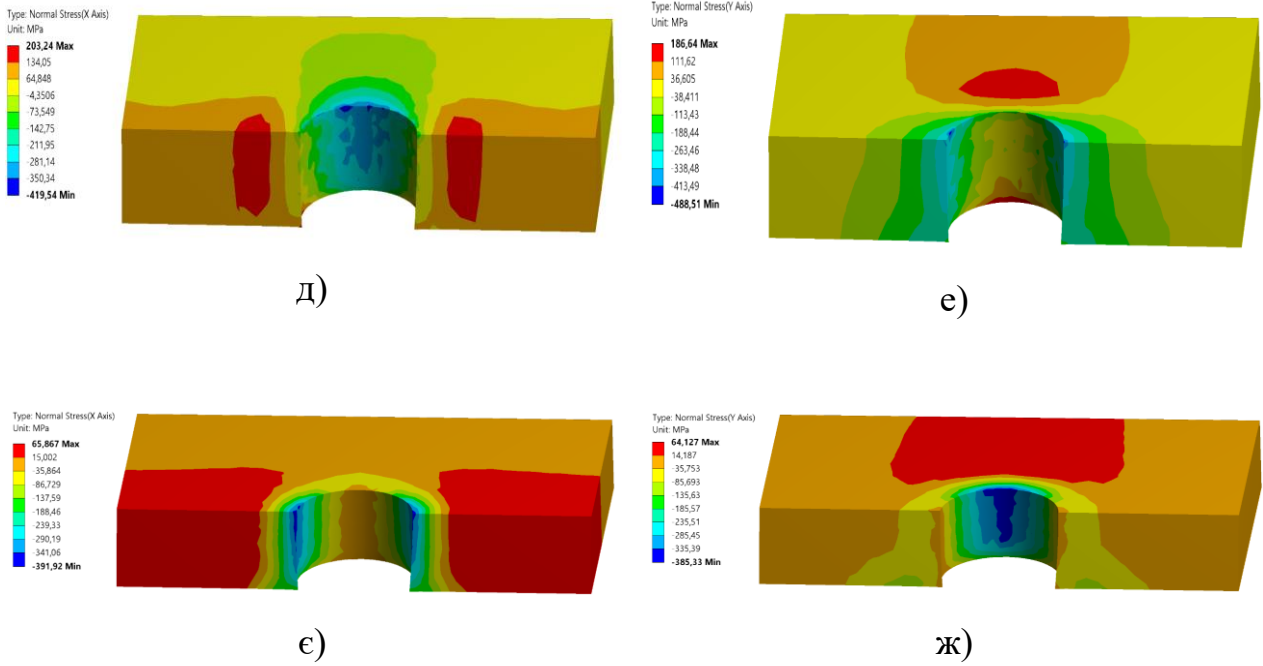
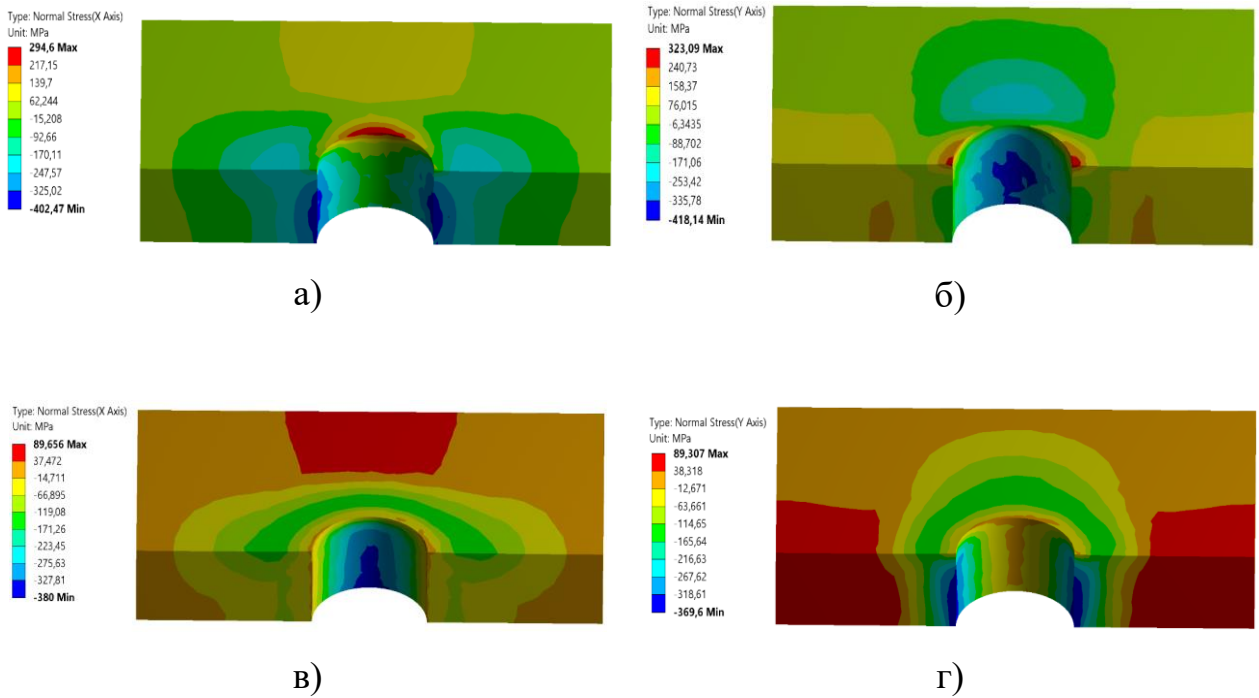


Рисунок 3.12. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 10 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5\%$  (д, е, є, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, є) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)



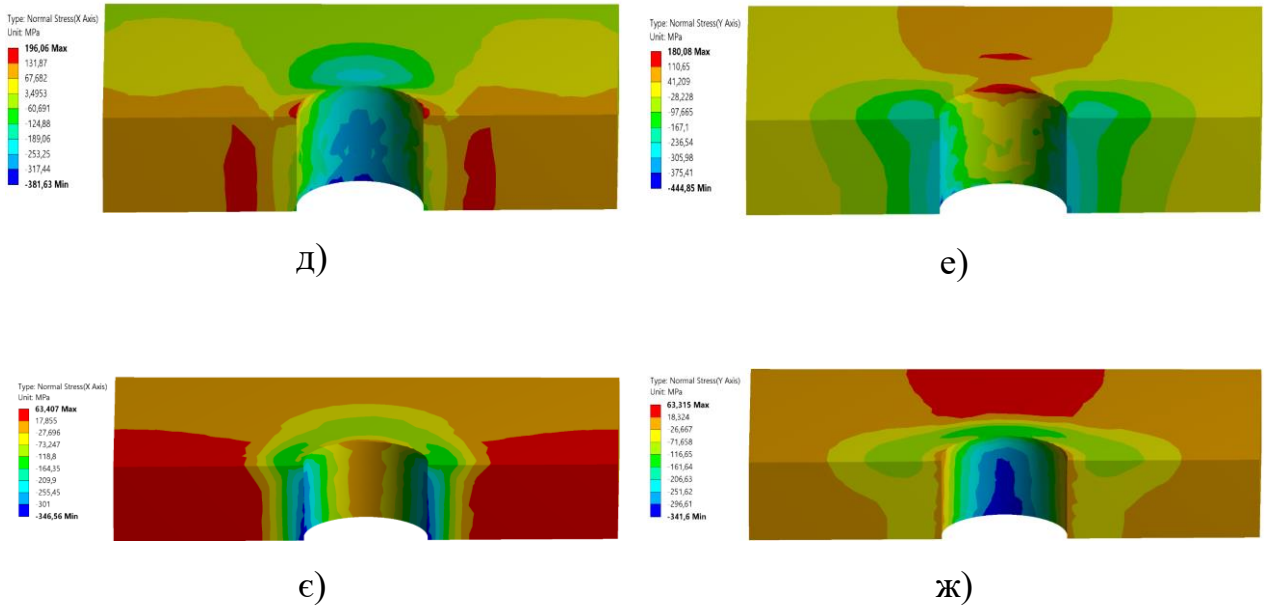
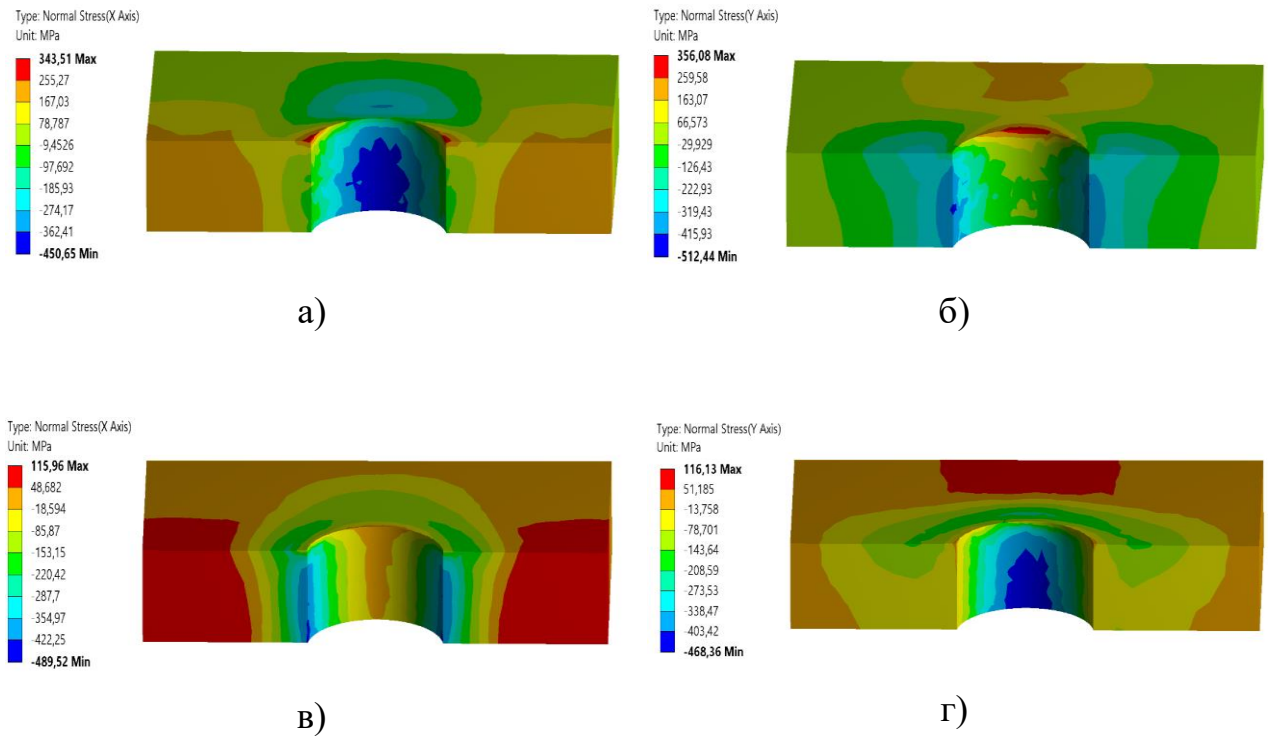


Рисунок 3.13. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 10 мм після дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5 \%$  (д, е, є, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, є) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)



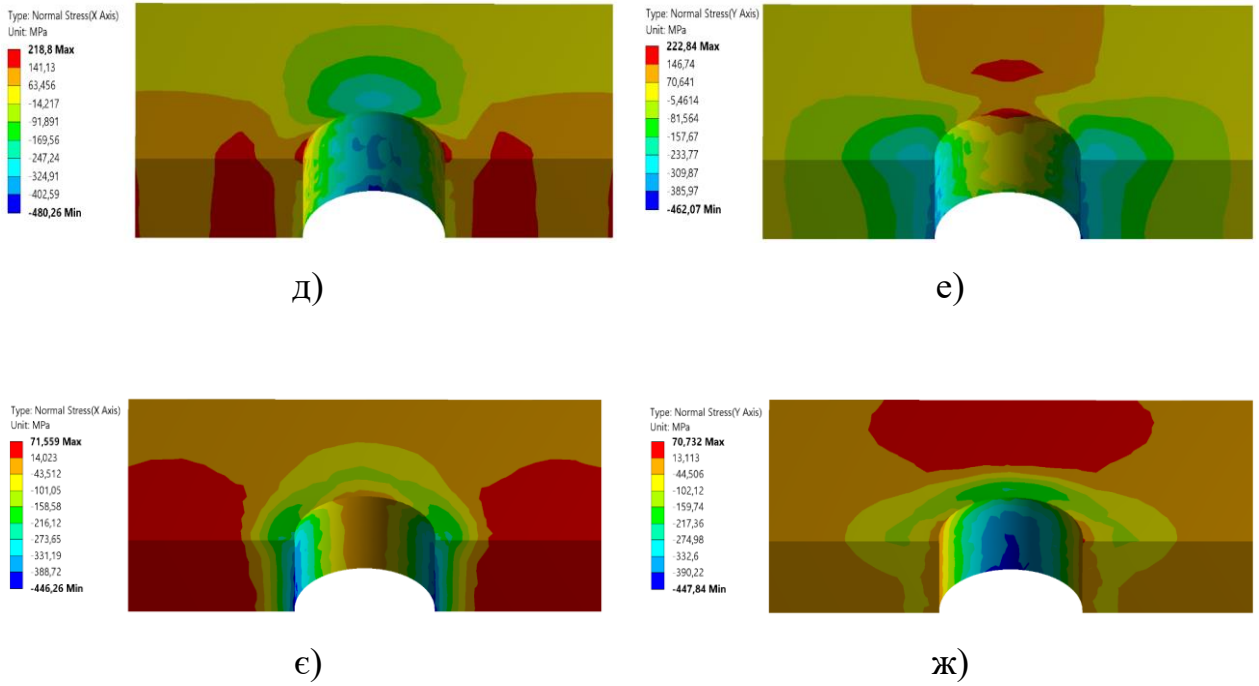
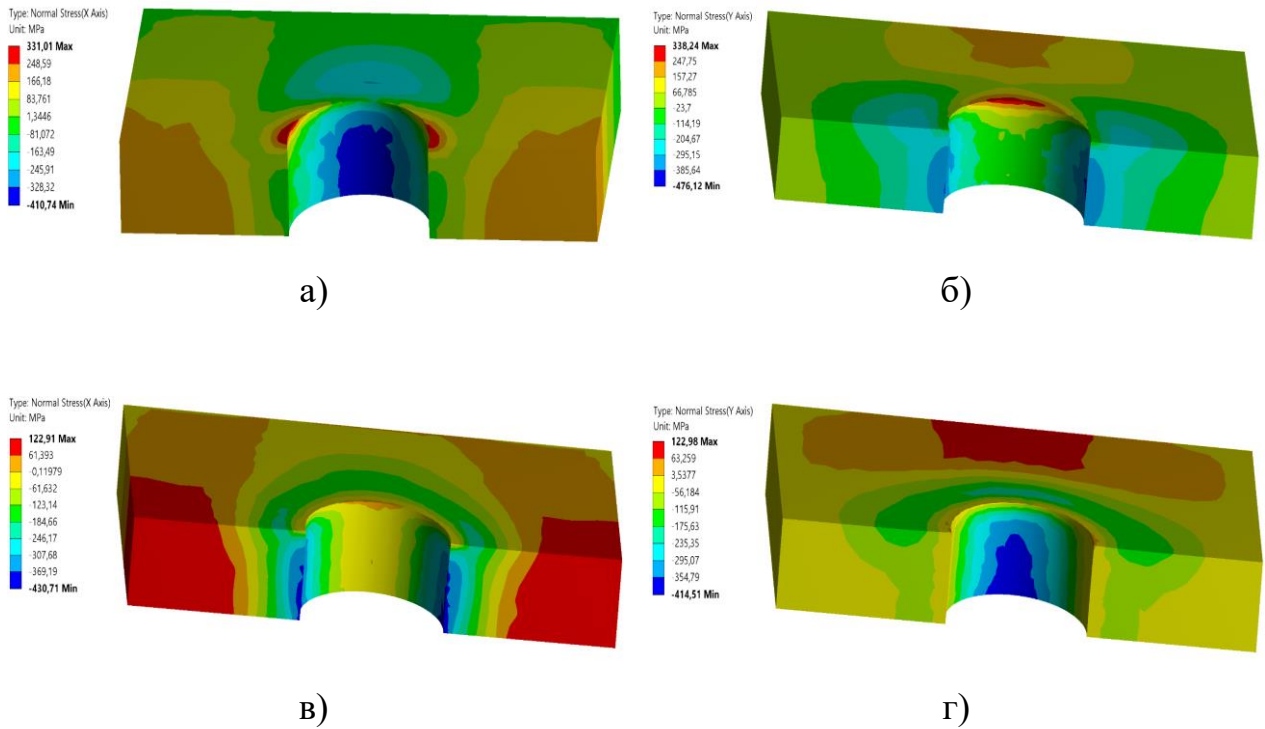


Рисунок 3.14. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 12 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5\%$  (д, е, є, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, є) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)



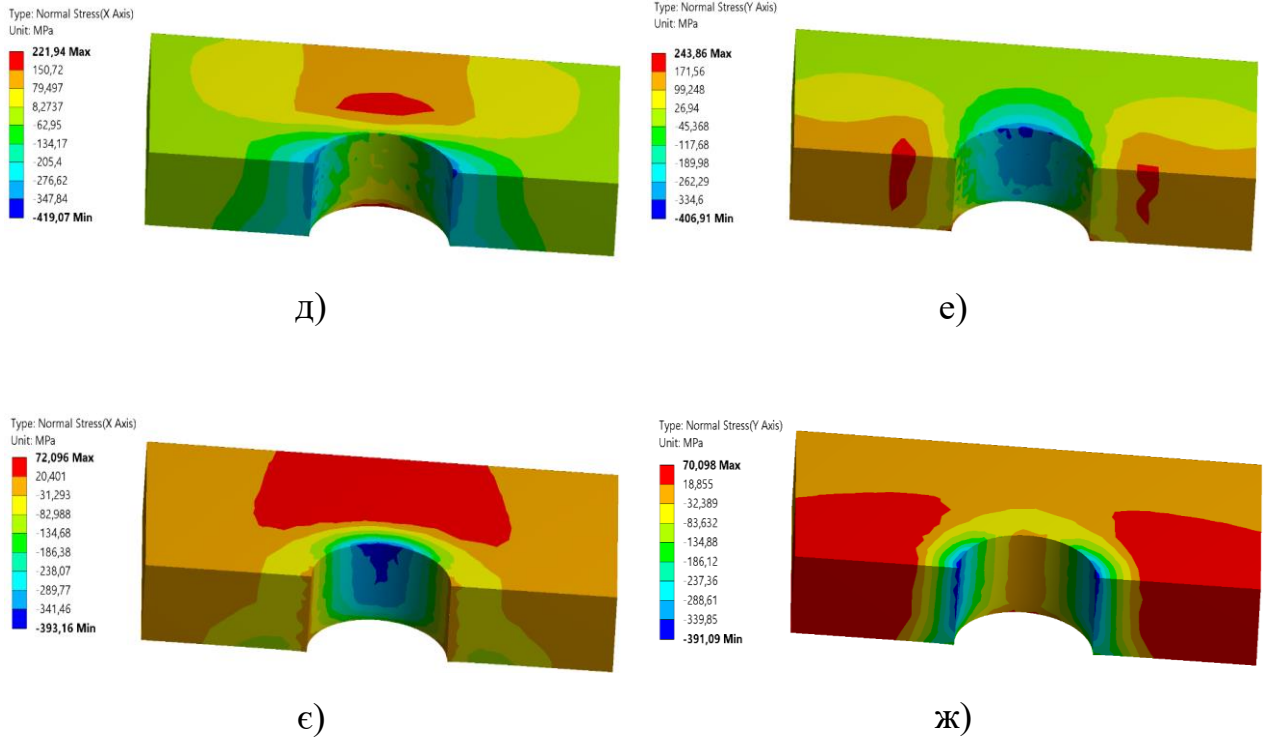
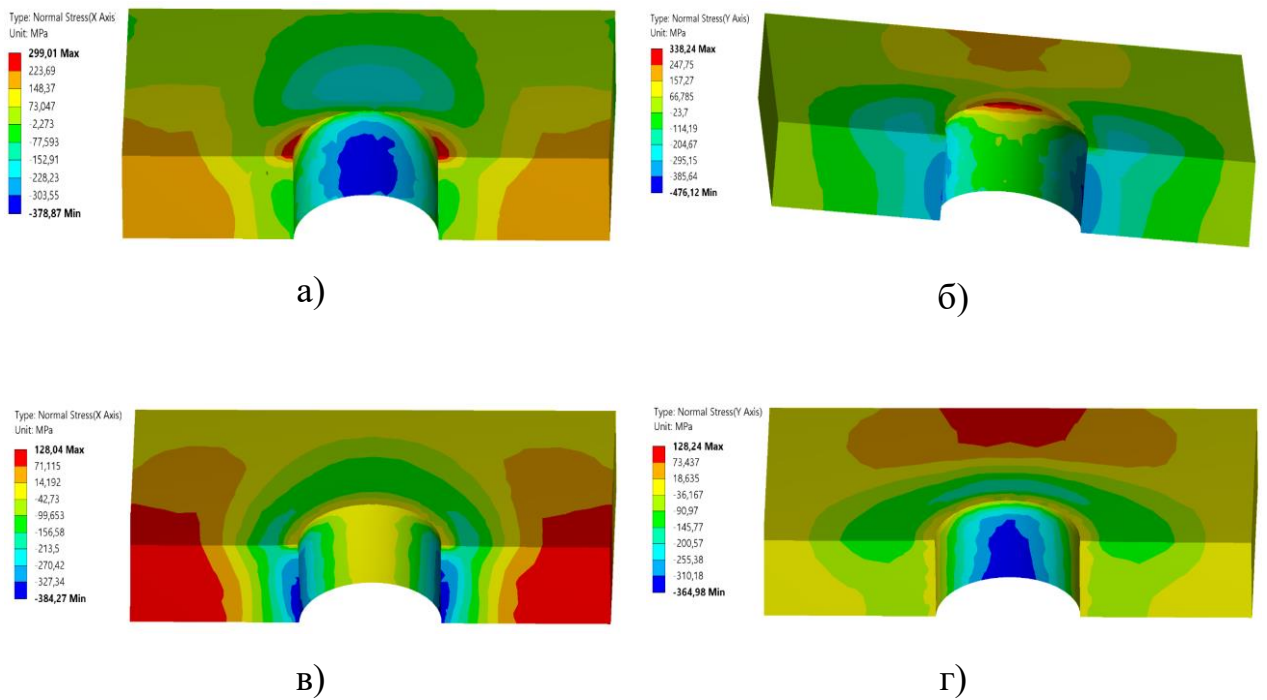


Рисунок 3.15. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 12 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5\%$  (д, е, є, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, є) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)



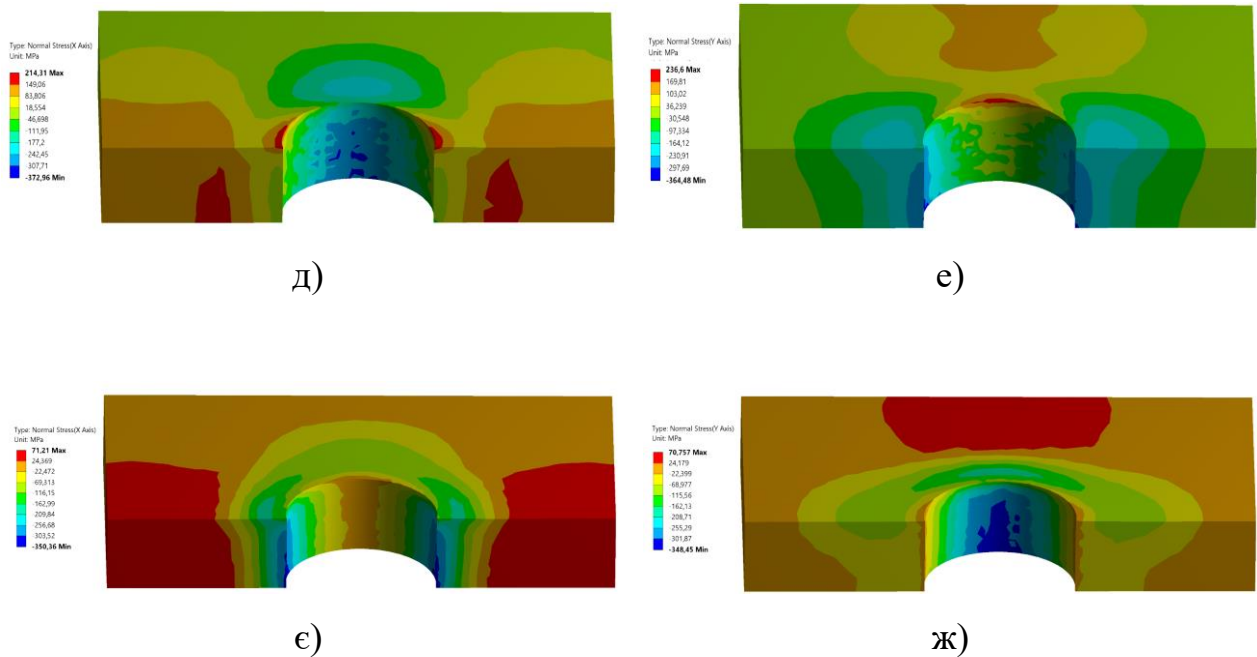


Рисунок 3.16. Розподіл максимальних (а, б, д, е) і залишкових напружень (в, г, є, ж) в околі отвору пластини діаметром 12 мм після дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, б, в, г) та  $i = 1,5 \%$  (д, е, є, ж) вздовж осі  $X$  (а, в, д, є) та  $Y$  (б, г, е, ж) розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)

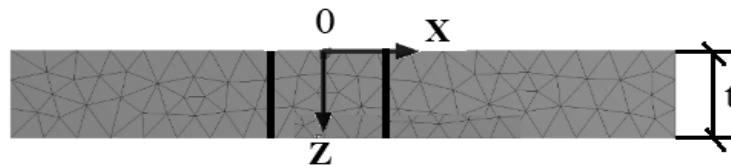
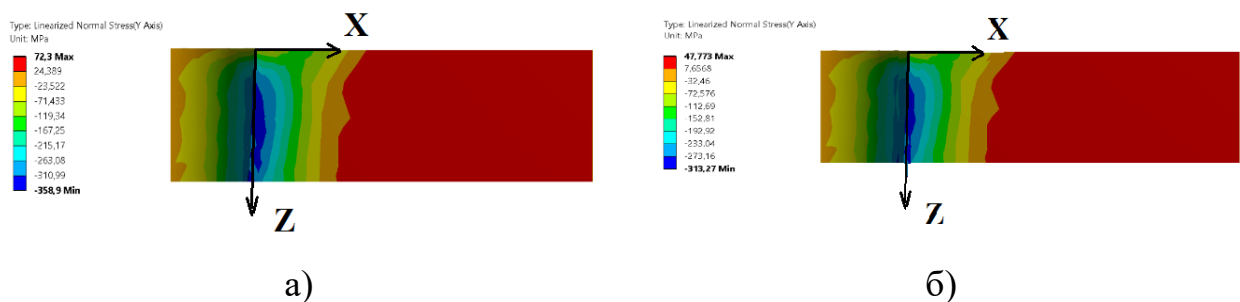


Рисунок 3.17. Положення осі  $Z$  по товщині пластини  $t$  та напрямок осі  $X$

На рис. 3.18 – 3.26 зображено поля залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм вздовж осі  $X$  по товщині пластини  $t$  за відносного розширення отвору  $i = 1,5 \%$  та  $i = 2,4 \%$  після дорнування та комбінованого дорнування (рис. 3.6). Для виводу напружень  $\sigma_y$  вздовж осі  $X$  використано опцію (linearized normal stress).





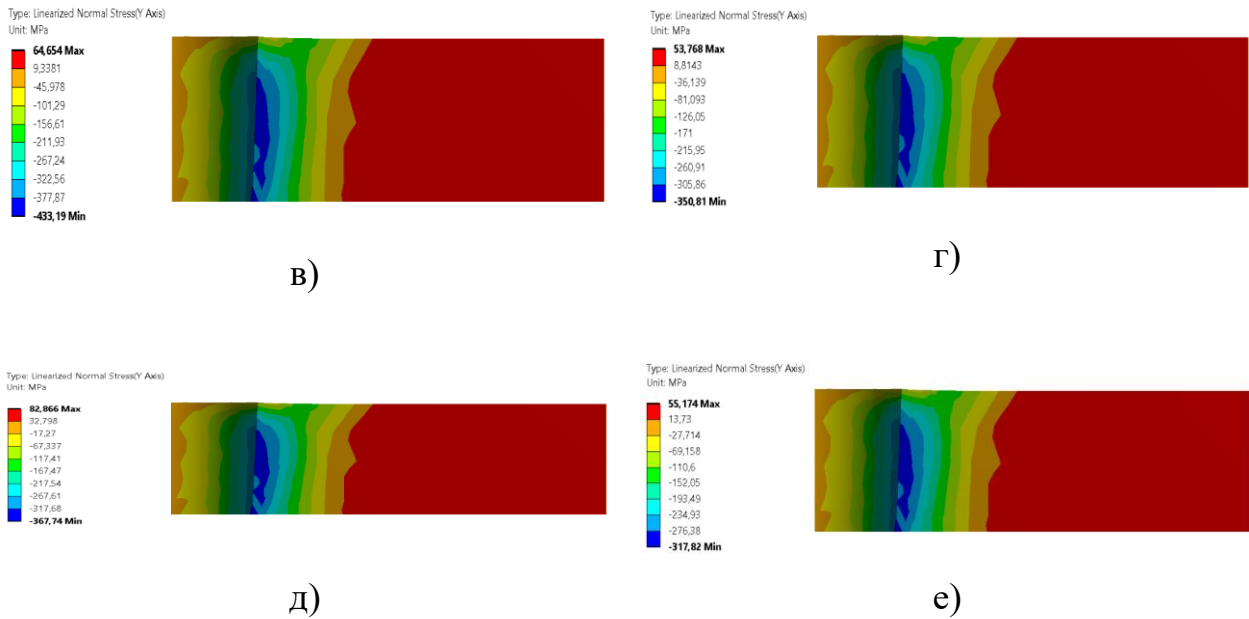
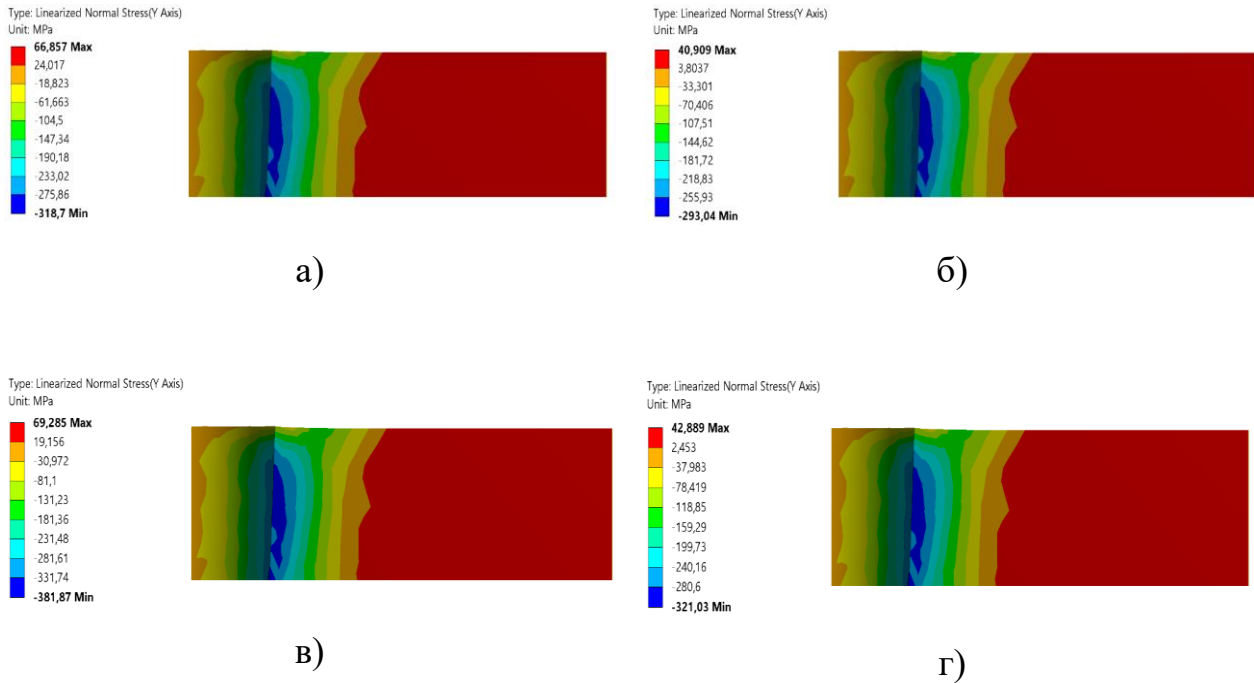


Рисунок 3.18. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 8 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)



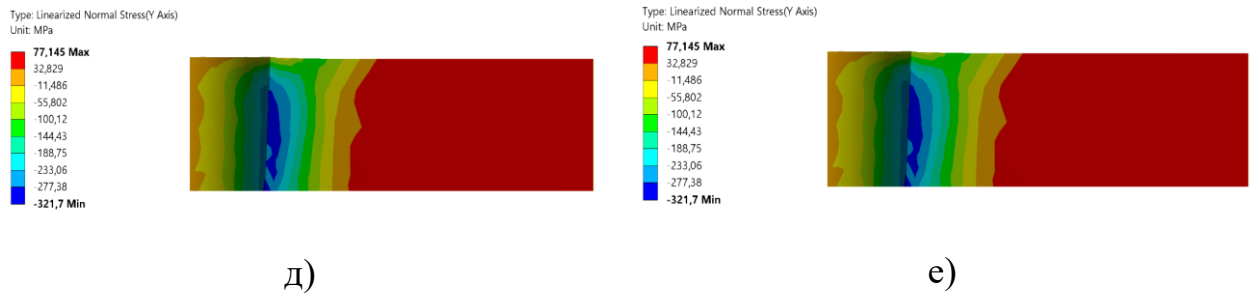


Рисунок 3.19. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 8 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)

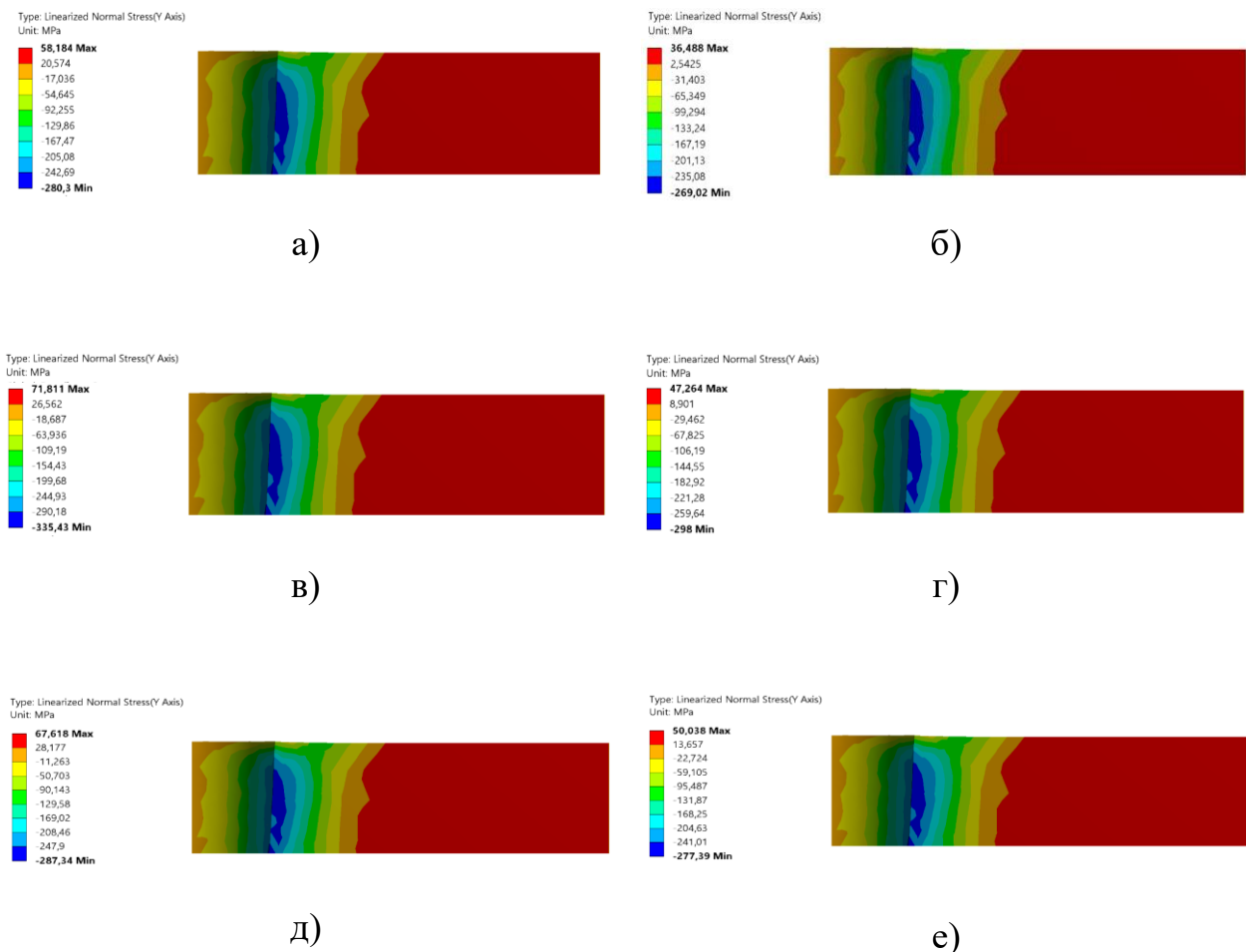


Рисунок 3.20. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 8 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)

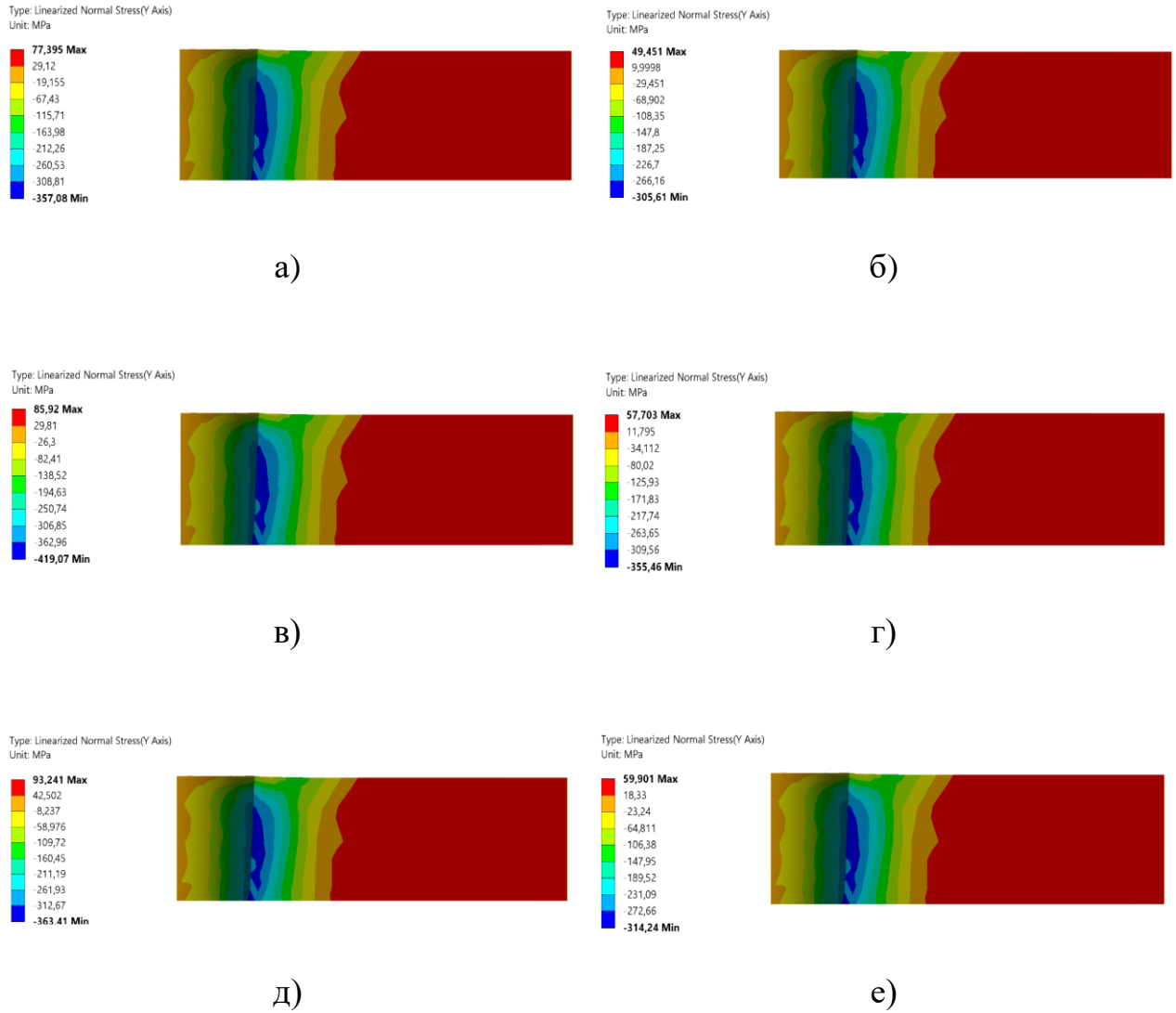
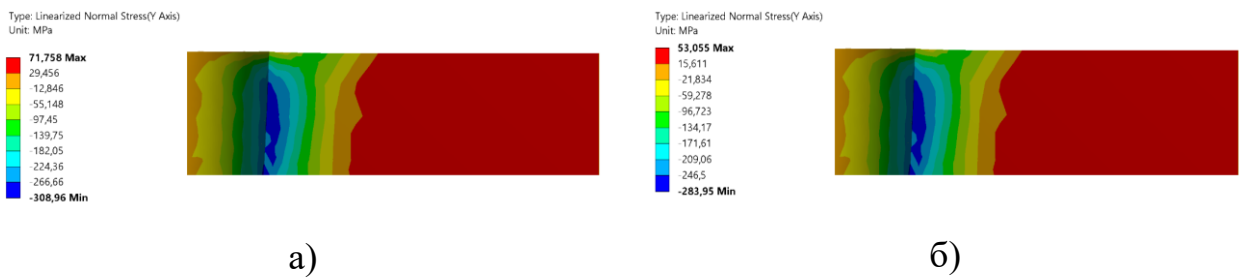


Рисунок 3.21. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 10 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі X розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)



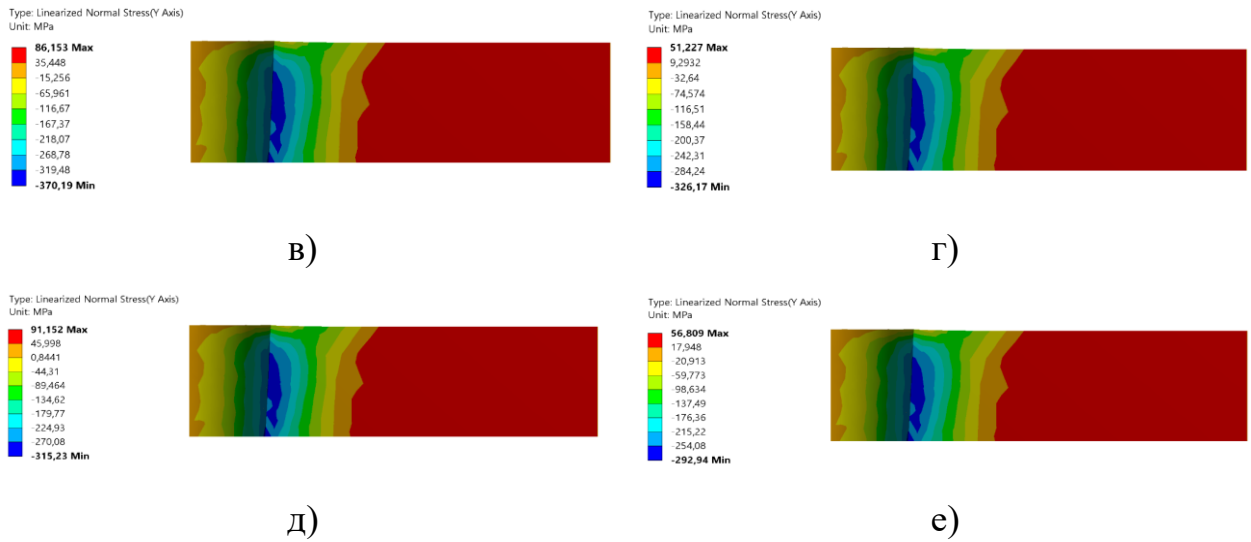


Рисунок 3.22. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 10 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, в, д) та  $i = 1,5 \%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)

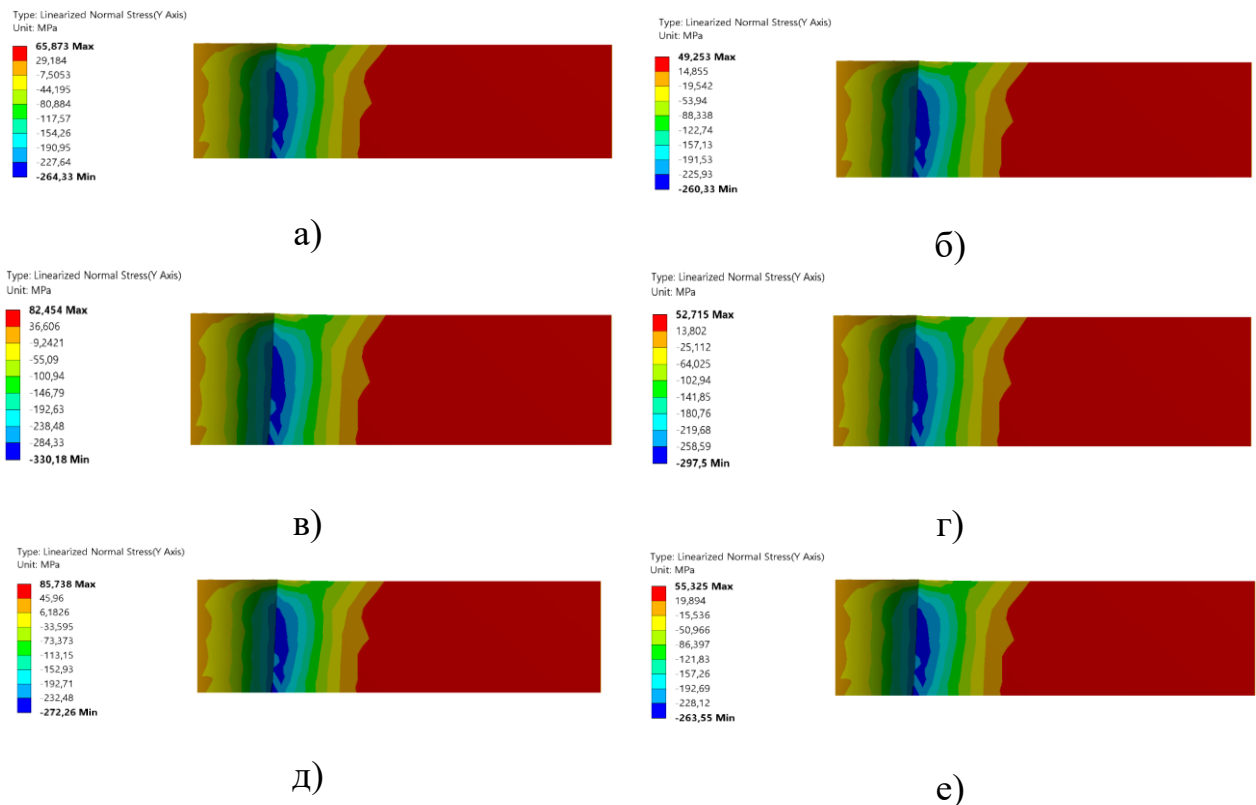


Рисунок 3.23. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 10 мм по товщині  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, в, д) та  $i = 1,5 \%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)

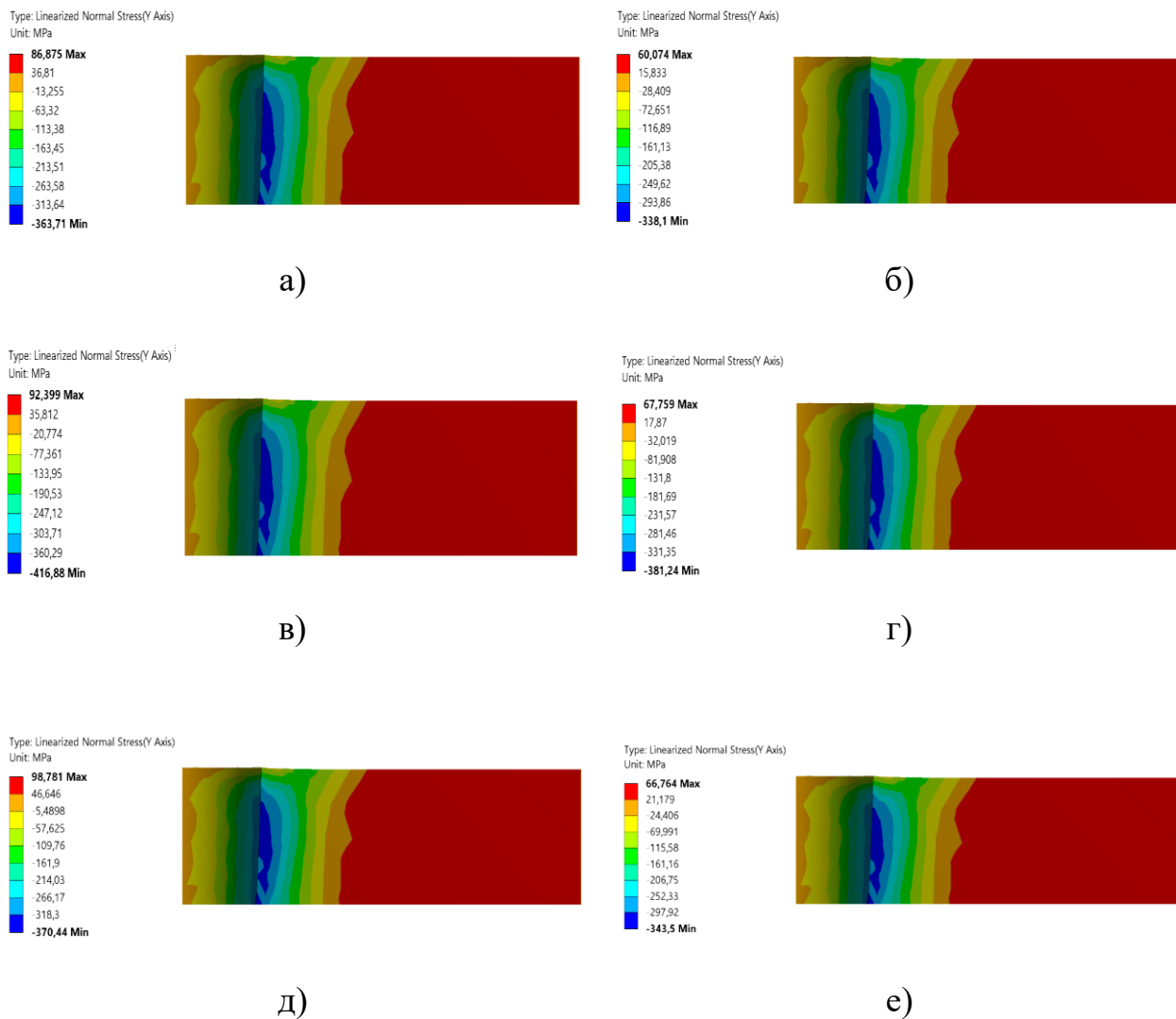
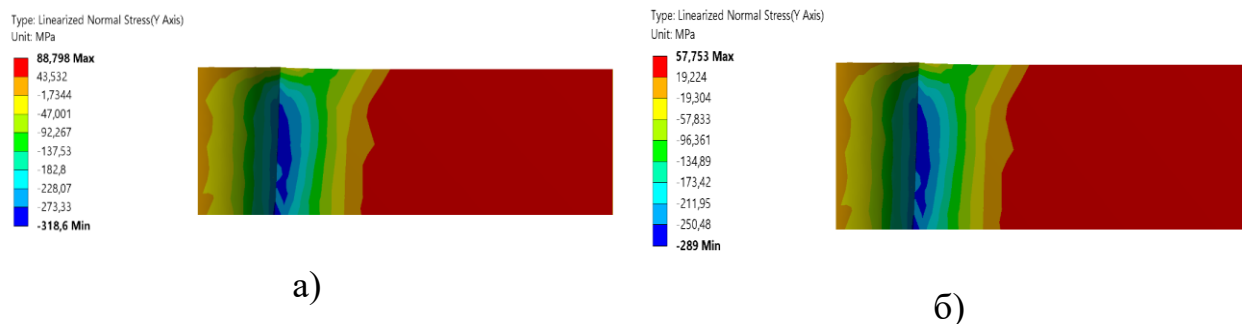


Рисунок 3.24. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 12 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)



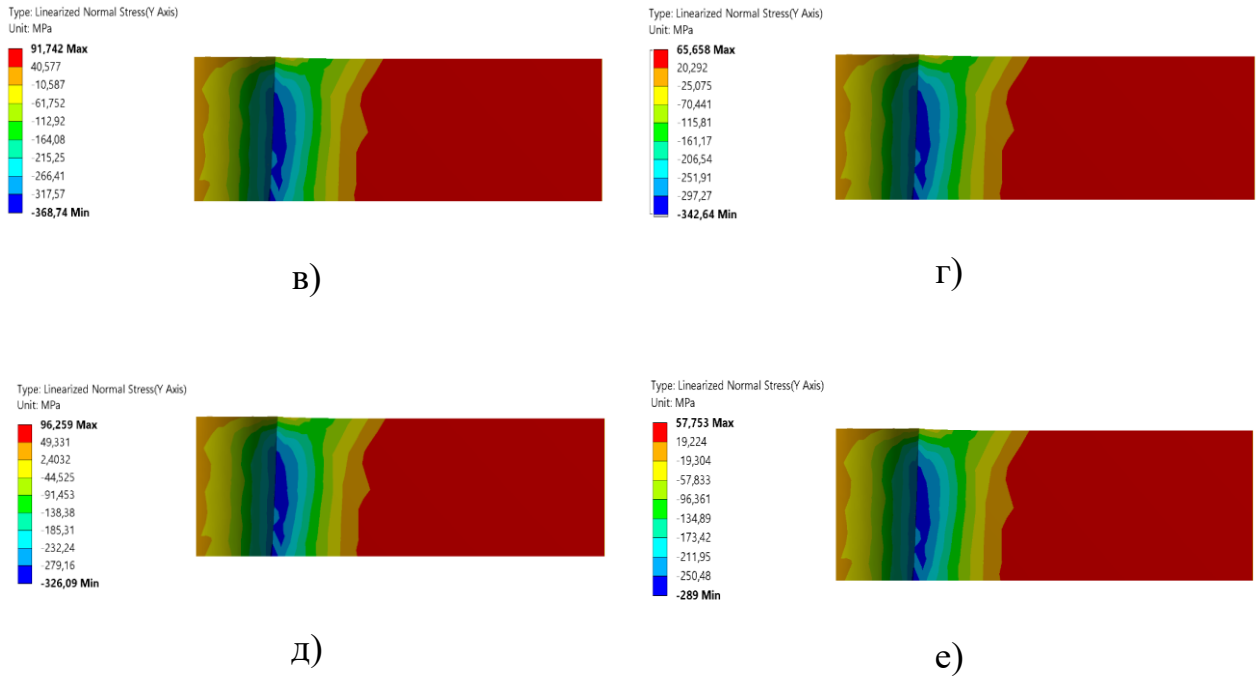
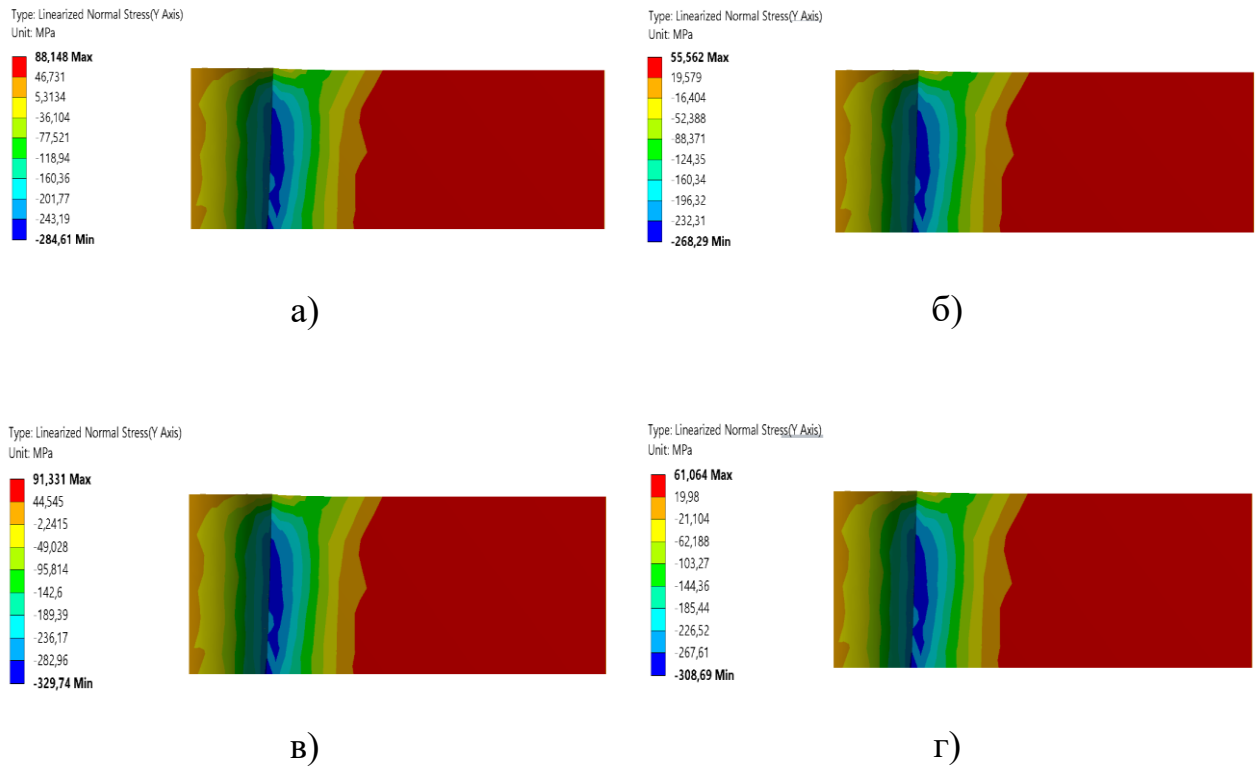


Рисунок 3.25. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 12 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)



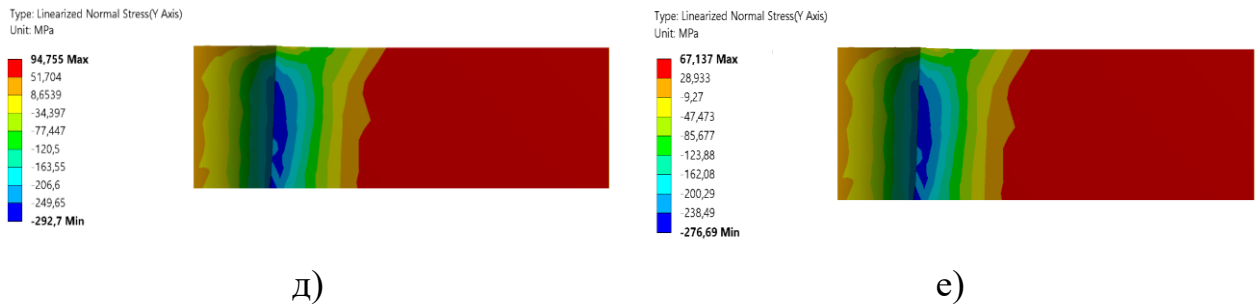


Рисунок 3.26. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отвору пластини діаметром 12 мм по товщині при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) після комбінованого дорнування за  $i = 2,4\%$  (а, в, д) та  $i = 1,5\%$  (б, г, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)

### 3.3. Вплив натягу дорнування і комбінованого дорнування пластин з отворами на поля напружень і залишкових напружень

На рис. 3.27 – 3.29 зображено розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  вздовж осі  $X$  біля отворів діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм при  $Z = 0$ ,  $Z = t/2$ ,  $Z = t$  за відносного розширення  $i = 1,5\%$  та  $i = 2,4\%$  в пластинах із алюмінієвого сплаву Д16чТ після дорнування та комбінованого дорнування [126–128, 139–141, 143].

Максимальні залишкові напруження незалежно від відносного розширення отвору пластини будуть виникати в серединній по товщині пластини ділянці при  $Z = t/2$ , а на краях при  $Z = 0$  та  $Z = t$  будуть однакові (рис. 3.27, 3.28, 3.29). Напруження вздовж осі  $X$  будуть мати три ділянки: ділянку максимальних стискувальних залишкових напружень, які переходять в розтягуючі, далі зменшення розтягуючих напружень і стабільну ділянку. При  $Z = 0$  та  $Z = t$  за  $i = 2,4\%$  на відстані 2,5 – 4,7 мм напруження будуть переходити в розтягуючі, а при  $Z = t/2$  на відстані 2,9 – 3,5 мм. Максимальні розтягуючі напруження будуть на відстані 5 – 6,25 мм при  $Z = 0$  та  $Z = t$ , а при  $Z = t/2$  на відстані 4,1 – 6,4 мм (рис. 3.27а, в, г). За  $i = 1,5\%$  на відстані 2,2 – 3,7 мм при  $Z = 0$  та  $Z = t$  напруження будуть переходити в розтягуючі, а при  $Z = t/2$  на відстані 2,2 – 3,2 мм. Максимальні розтягуючі напруження будуть на відстані 3,3 – 5,4 мм при  $Z = 0$  та  $Z = t$ , а при  $Z = t/2$  на відстані 2,7 – 4,7 мм (рис. 3.27б, г, е).

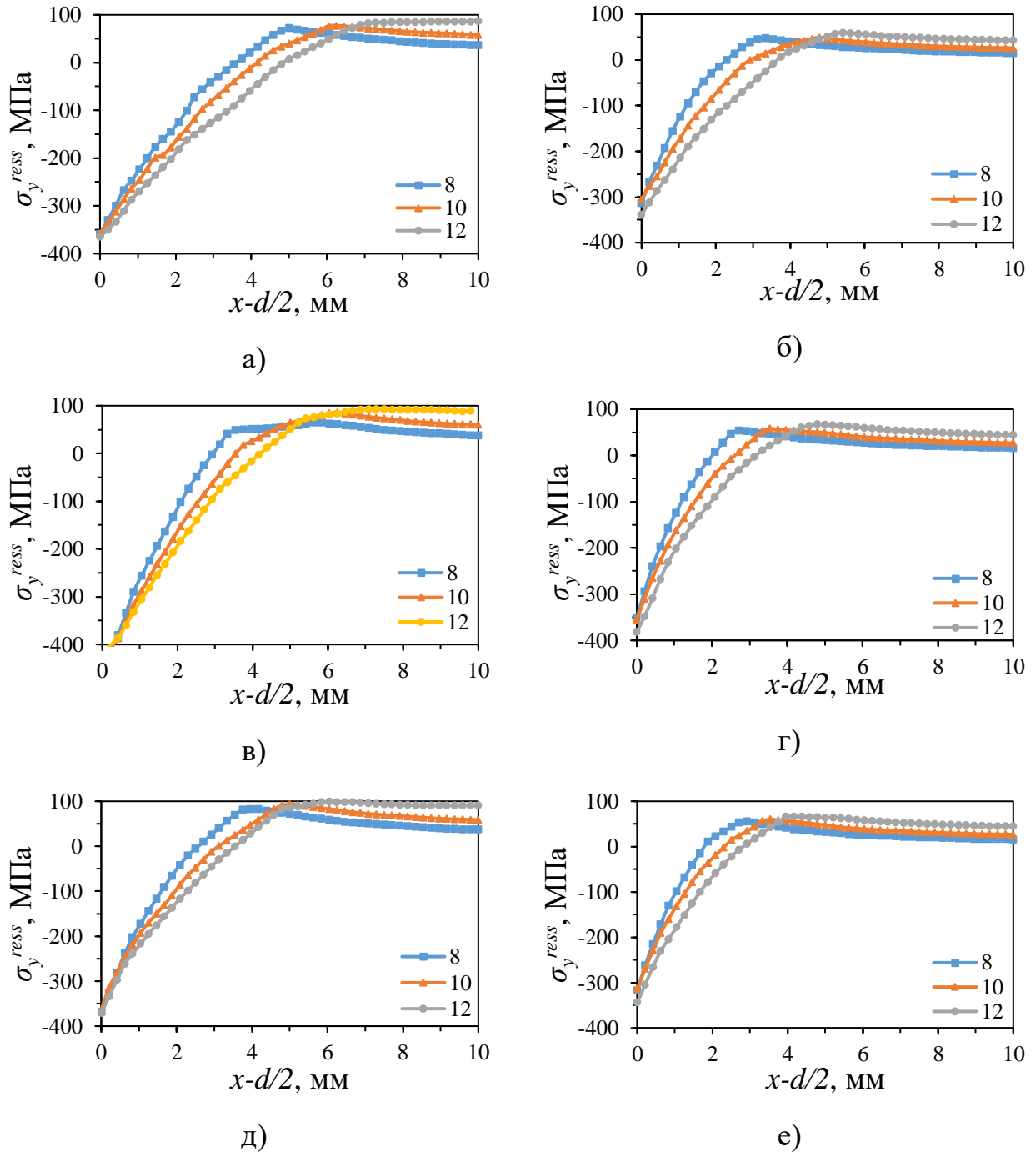


Рисунок 3.27. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4$  % (а, в, д) та  $i = 1,5$  % (б, г, е) при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРМ (рис. 3.6)

Отримані залежності залишкових стискувальних напружень розрахованих за усередненою діаграмою деформування (рис. 3.28) будуть мати схожий розподіл, як і для (рис. 3.27) але при цьому будуть виникати менші напруження.



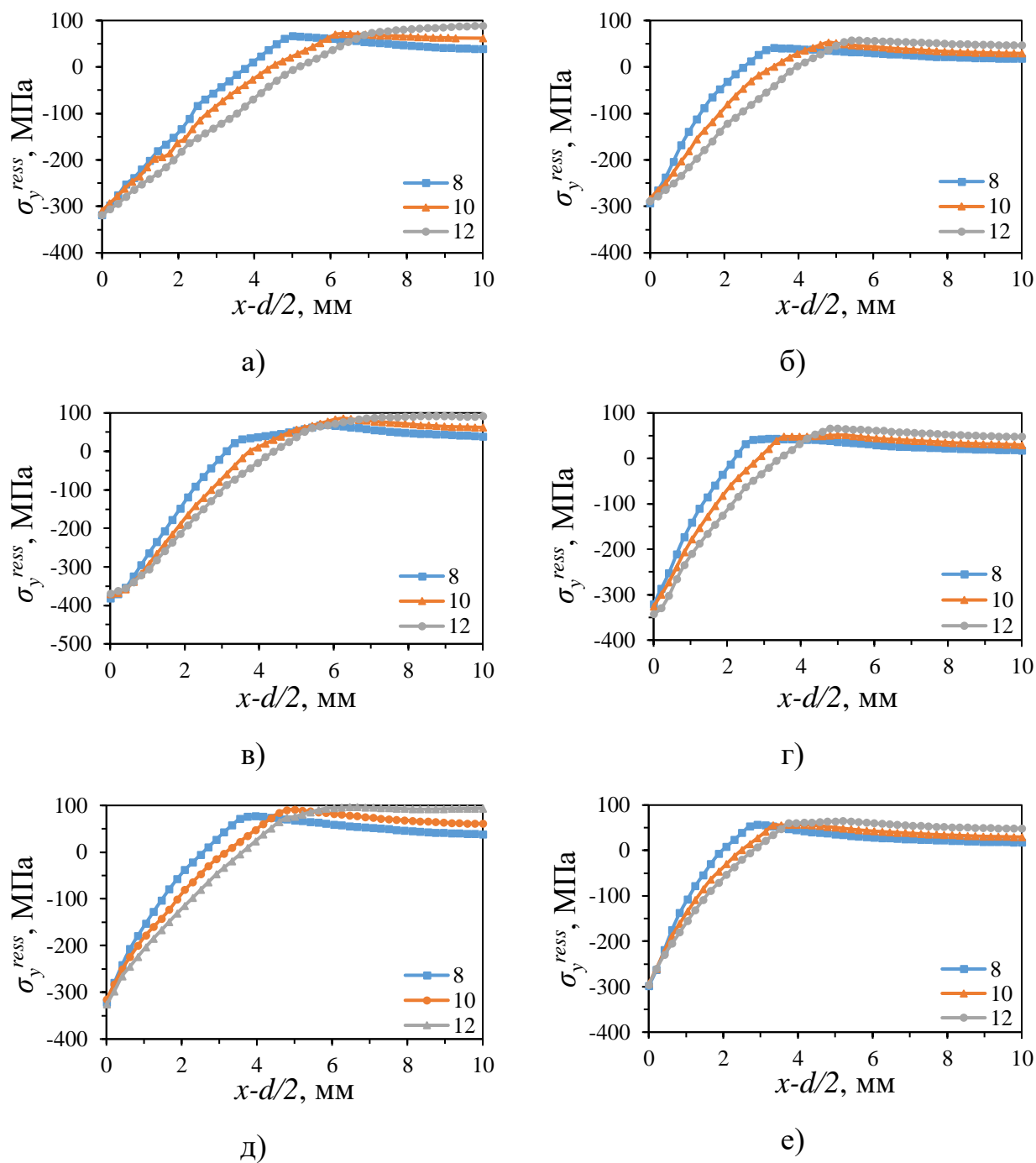


Рисунок 3.28. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм після комбінованого дорнування за  $i = 2,4$  % (а, в, д) та  $i = 1,5$  % (б, г, е) при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою КРС (рис. 3.6)

Отримані залежності залишкових стискувальних напружень розрахованих за діаграмою деформування за нижньою огинаючою (рис. 3.29) будуть мати

схожий розподіл, як і для (рис. 3.27, 3.28). Слід зауважити, що за одновісного розтягу (Р) будуть виникати найменші залишкові напруження.

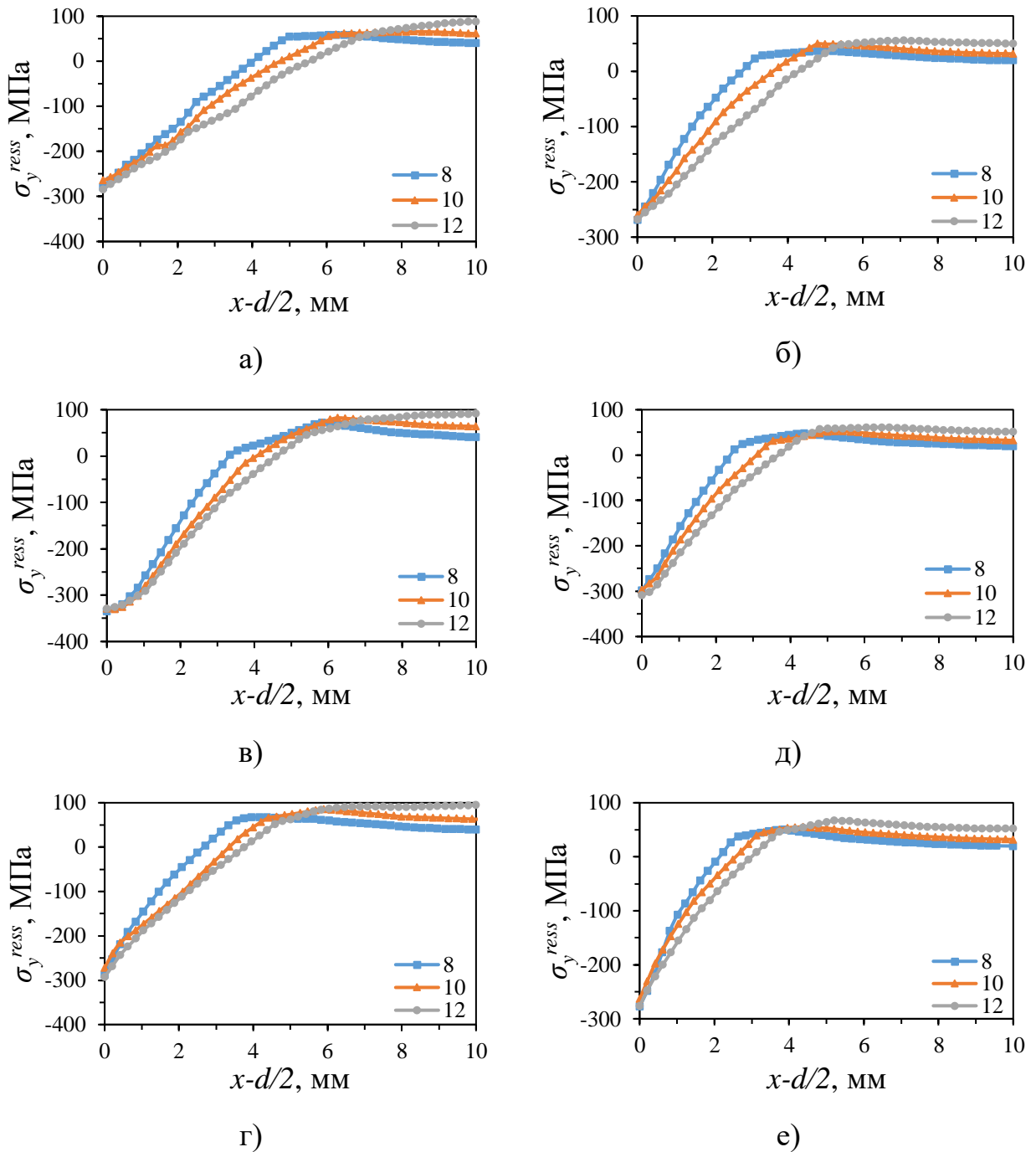
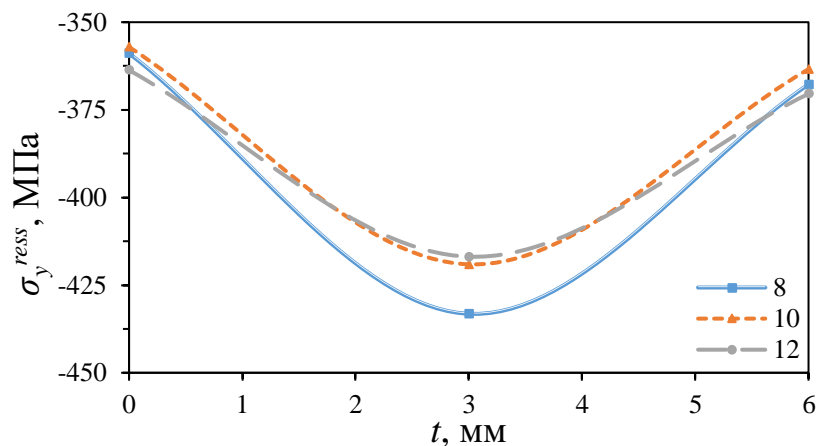


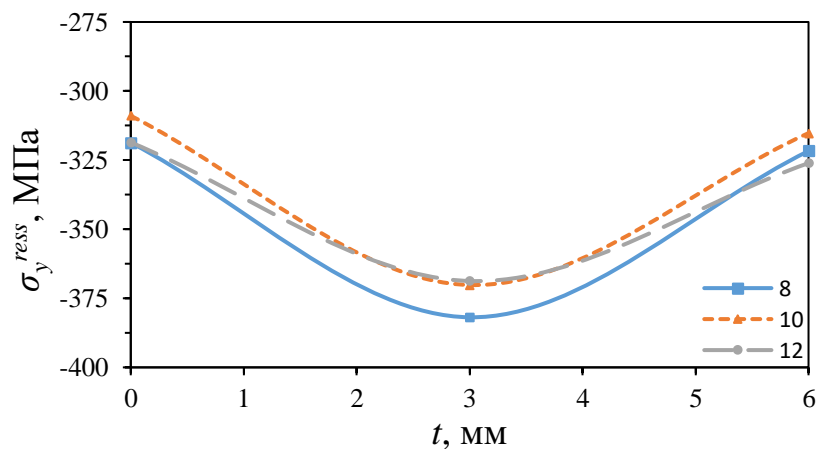
Рисунок. 3.29. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм після дорнування за  $i = 2,4 \%$  (а, в, г) та  $i = 1,5 \%$  (б, д, е) при  $Z = 0$  (а, б);  $Z = t/2$  (в, г);  $Z = t$  (д, е) вздовж осі  $X$  розрахованих за діаграмою Р (рис. 3.6)

На рис. 3.30, 3.31 і в табл. 3.7, 3.8 представлені розподіли нормальних залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм по товщині пластини  $t = 6$  мм за відносного розширення  $i = 2,4$  % (рис. 3.30) та  $i = 1,5$  % (рис. 3.31) після комбінованого дорнування обчисленій за верхньою огиноючою КРМ (рис. 3.30, 3.31а), усередненою КРС (рис. 3.30, 3.31б) та дорнування Р (рис. 3.31, 3.32в).

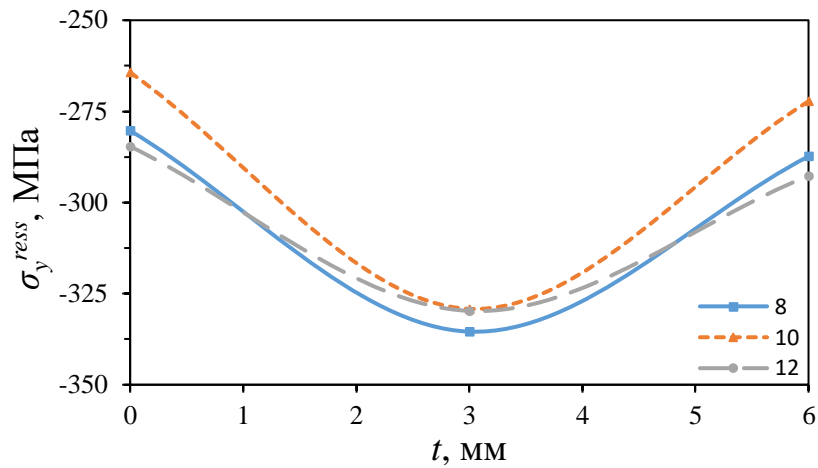
Максимальні залишкові напруження стиску за відносного розширення  $i = 2,4$  % будуть виникати в середній по товщині ділянці при  $Z = t/2$ , а по краях пластини при  $Z = 0$  та  $Z = t$  будуть виникати менші напруження. Найбільші напруження при  $Z = t/2$  будуть в околі отвору пластини діаметром 8 мм, а для 10 мм та 12 мм будуть однакові. Найменші напруження по краях при  $Z = 0$  та  $Z = t$  в околі отвору пластини діаметром 10 мм (рис. 3.30а, б, в).



а)



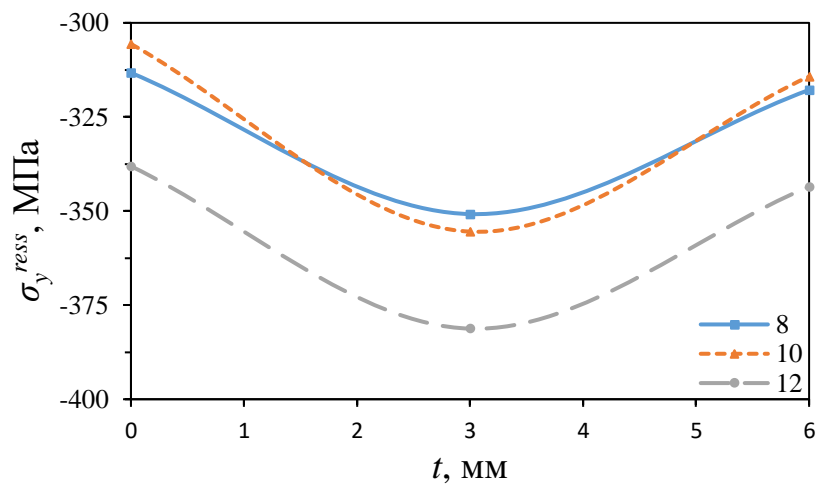
б)



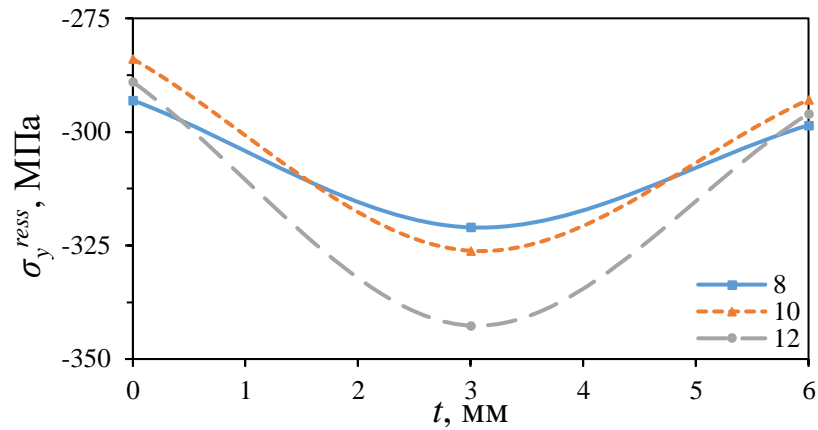
в)

Рисунок 3.30. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм по товщині пластини  $t$  за  $i = 2,4$  % після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмами (рис. 3.6) КРМ (а); усередненою КРС (б); та дорнування Р (в)

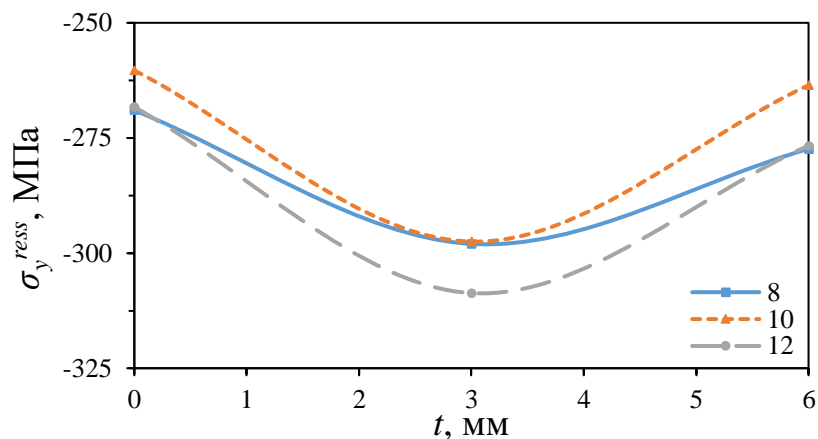
За  $i = 1,5$  % максимальні залишкові напруження будуть в середній по товщині ділянці при  $Z = t/2$ , а по краях пластини при  $Z = 0$  та  $Z = t$  будуть виникати менші напруження. Найбільші напруження при  $Z = t/2$  будуть в околі отвору пластини діаметром 12 мм, а для діаметрів 8 мм та 10 мм будуть однакові. Найменші напруження по краях при  $Z = 0$  та  $Z = t$  в околі отвору пластини діаметром 10 мм (рис. 3.31а, б, в).



а)



б)



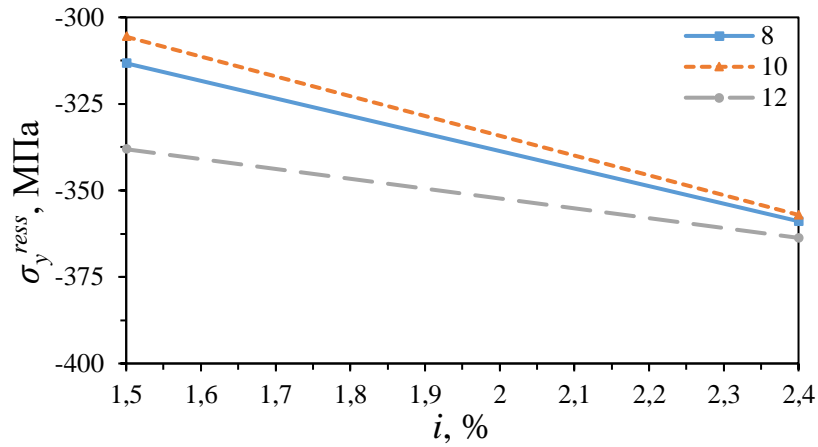
в)

Рисунок 3.31. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  в околі отворів пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм по товщині пластини  $t$  за  $i = 1,5$  % після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмами (рис. 3.6) КРМ (а); усередненою КРС (б); та дорнування Р (в)

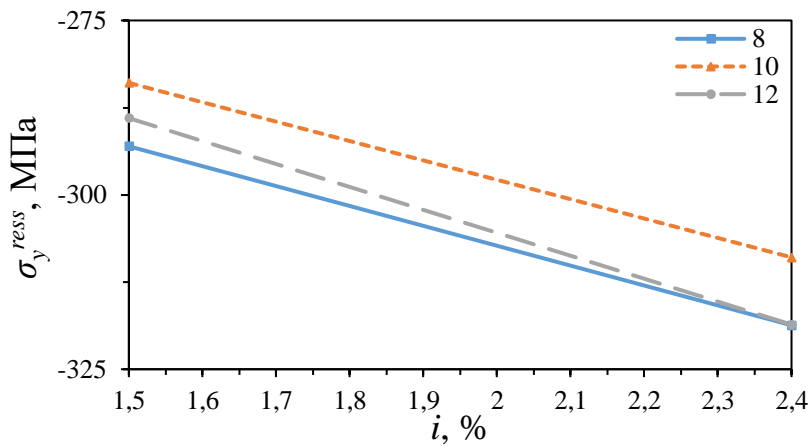
На рис. 3.32 – 3.34 представлені залежності нормальних залишкових напружень стиску  $\sigma_y$  від відносного розширення отвору після комбінованого дорнування обчислені за верхньою огинаючою (рис. 3.32а – 3.34а) усередненою (рис. 3.32б – 3.34б) та дорнування (рис. 3.32в-3.34в) при  $Z = 0$  (рис. 3.32)  $Z = t/2$  (рис. 3.33) та  $Z = t$  (рис. 3.34).

Значення залишкових напружень будуть збільшуватись із збільшенням відносного розширення отвору пластини від  $i = 1,5$  % до  $i = 2,4$  %. Найбільші напруження за  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % будуть в околі отвору пластини діаметром 12 мм, а найменші для 10 мм. Схожа тенденція розподілу буде зберігатись,

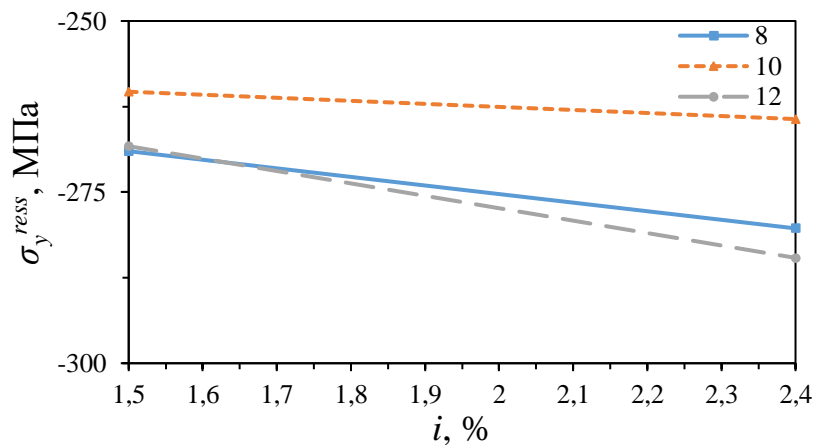
напруження в околі отвору пластини діаметром 8 мм та 12 мм будуть узгоджуватись (рис. 3.32а, б, в).



а)



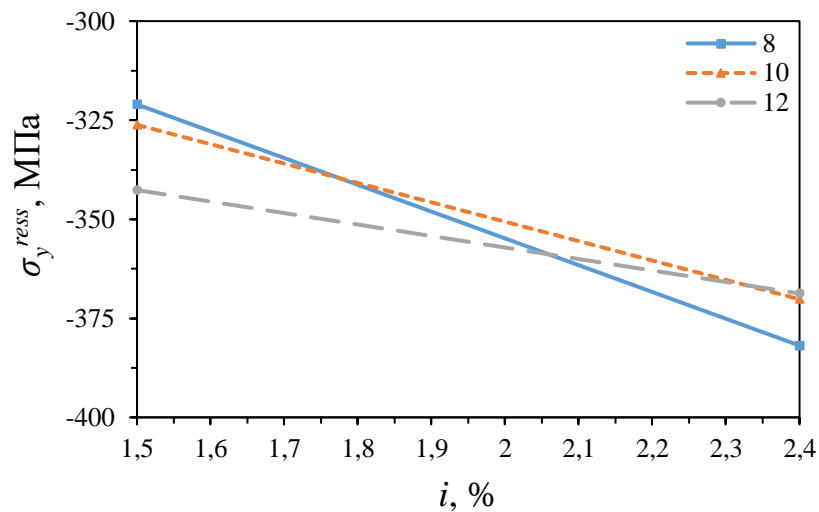
б)



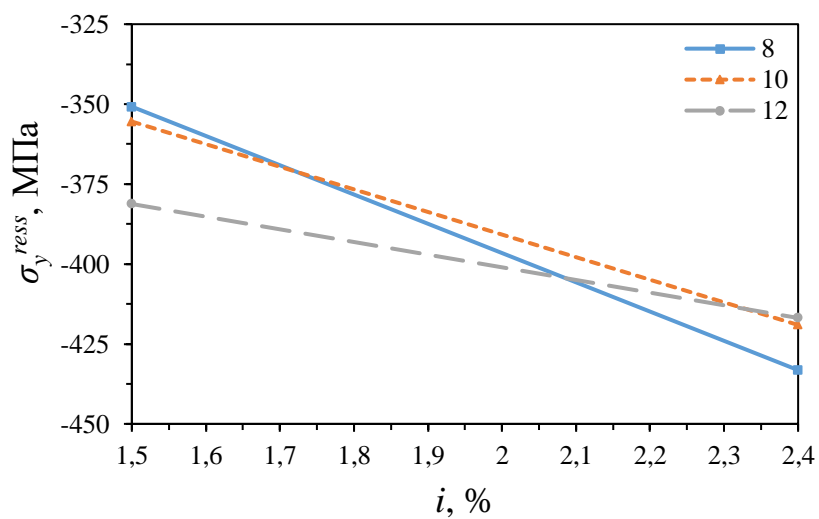
в)

Рисунок 3.32. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  від відносного розширення отвору  $i$  при  $Z = 0$  після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмами (рис. 3.6) КРМ (а); усередненою КРС (б); та дорнування Р (в)

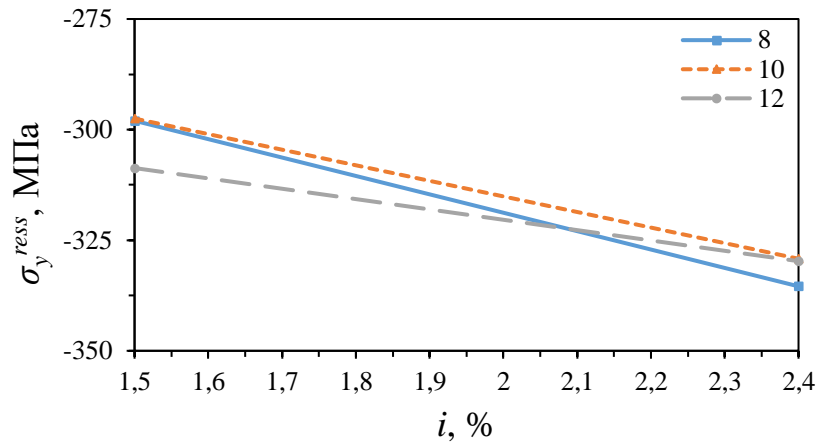
Із збільшенням відносного розширення від  $i = 1,5 \%$  до  $i = 2,4 \%$  збільшуються залишкові напруження в околі отвору пластини діаметром 12 мм, а найменші для 10 мм. За  $i = 2,05 \%$  та  $i = 1,75 \%$  та напруження для діаметрів  $d = 8 - 12$  мм будуть перетинатись (рис. 3.33а). Напруження стиску за  $i = 2,4 \%$  та  $i = 1,5 \%$  будуть мати схожі результати, як і для випадку обчисленого за верхньою огинаючою (рис. 3.33б, в). Значення залишкових напружень будуть збільшуватись із збільшенням відносного розширення від  $i = 1,5 \%$  до  $i = 2,4 \%$ . Найбільші напруження за  $i = 1,5 \%$  та  $i = 2,4 \%$  будуть в околі отвору пластини діаметром 12 мм, а найменші для 10 мм (рис. 3.34 а-в).



а)

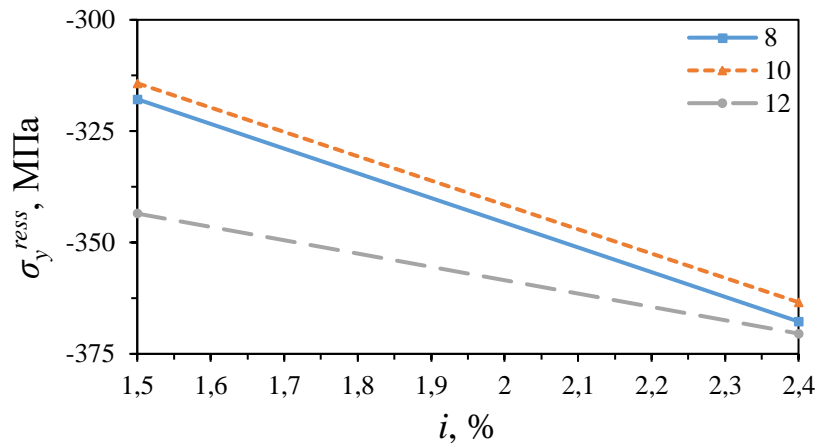


б)

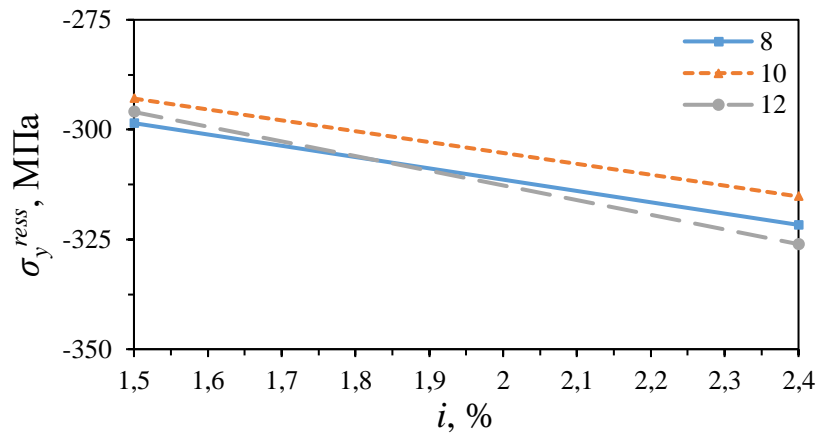


в)

Рисунок 3.33. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  від відносного розширення отвору  $i$  при  $Z = t/2$  після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмами (рис. 3.6) КРМ (а); усередненою КРС (б); та дорнування Р (в)

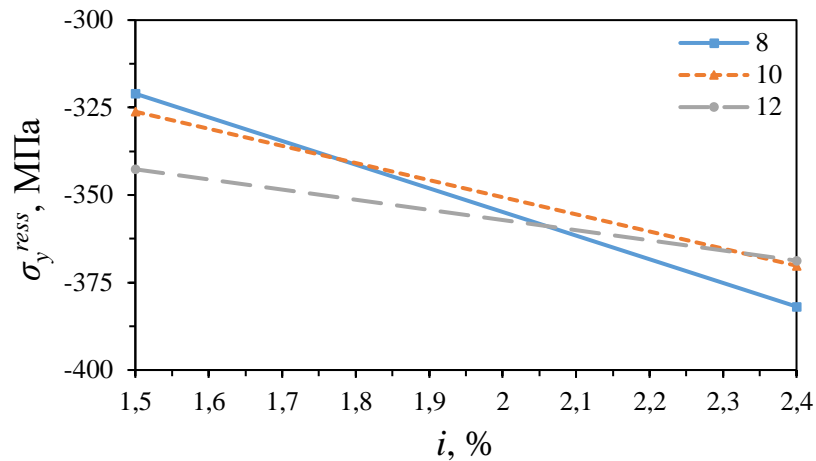


а)



б)



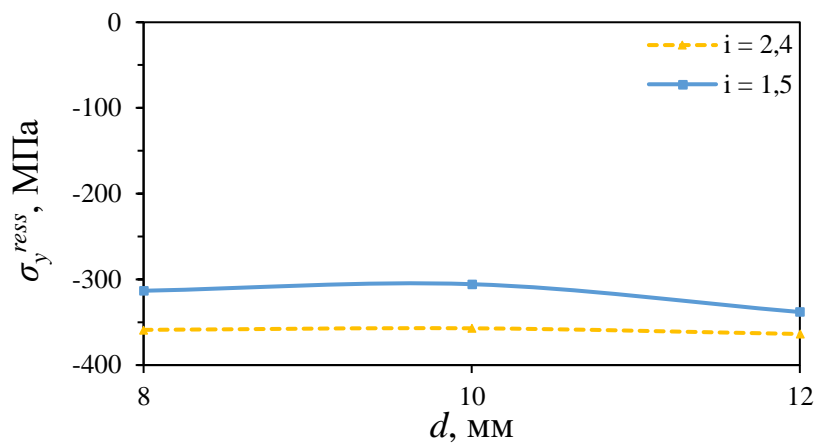


в)

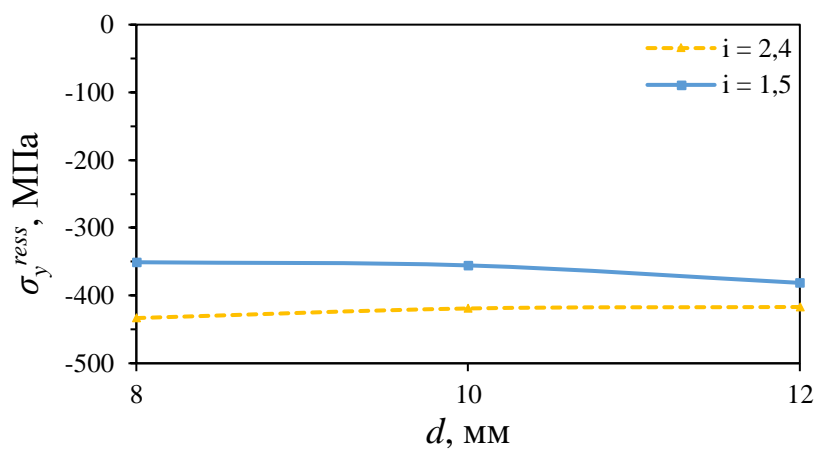
Рисунок 3.34. Розподіл залишкових напружень  $\sigma_y$  від відносного розширення отвору  $i$  при  $Z = t$  після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмами (рис. 3.6) КРМ (а); усередненою КРС (б); та дорнування Р (в)

На рис. 3.35 – 3.37 зображено залежність максимальних залишкових стискувальних напружень  $\sigma_y$  за відносного розширення отвору  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % від діаметра отворів  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм при  $Z = 0$  (рис. 3.35 – 3.37а);  $Z = t/2$  (рис. 3.35 – 3.37б);  $Z = t$  (рис. 3.35 – 3.37в) після комбінованого дорнування обчисленій за верхньою огиноючою (рис. 3.35), усередненою (рис. 3.36) дорнування (рис. 3.37).

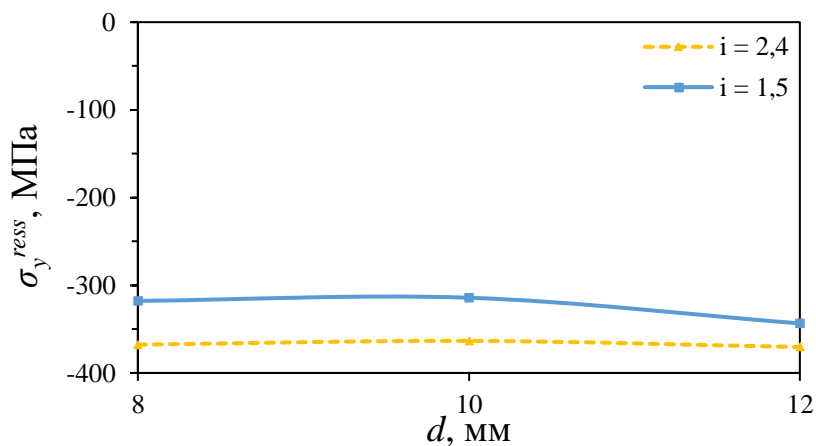
Максимальні залишкові напруження стиску будуть виникати за відносного розширення отвору  $i = 2,4$  % при  $Z = 0$  для  $d = 12$  мм -363 МПа, а за  $i = 1,5$  % -338 МПа (рис. 3.35а). За  $i = 1,5$  % при  $Z = t/2$  найбільші напруження будуть для  $d = 12$  мм -381 МПа, а за  $i = 2,4$  % напруження будуть зменшуватись, причому найбільші напруження будуть для діаметру  $d = 8$  мм (рис. 3.35б). За  $i = 1,5$  % при  $Z = t$  найбільші напруження будуть виникати для  $d = 12$  мм -343 МПа, а за  $i = 2,4$  % для діаметрів отворів  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм будуть практично на одному рівні (рис. 3.35в).



а)



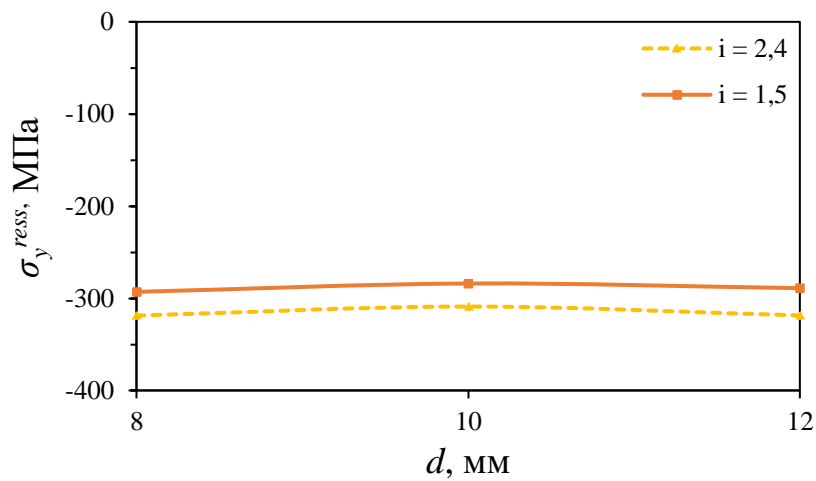
б)



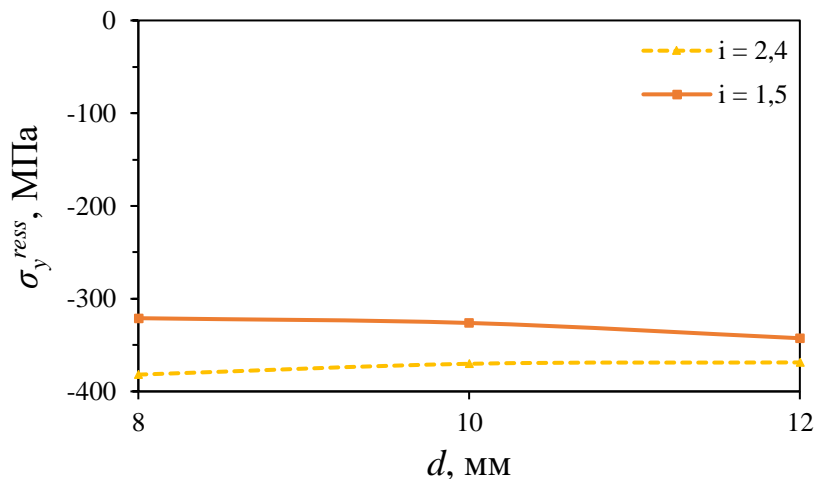
в)

Рисунок. 3.35. Розподіл максимальних залишкових стискувальних напружень  $\sigma_y$  від діаметру отвору  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм при  $Z = 0$  (а);  $Z = t/2$  (б);  $Z = t$  (в) за  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмою КРМ (рис. 3.6)

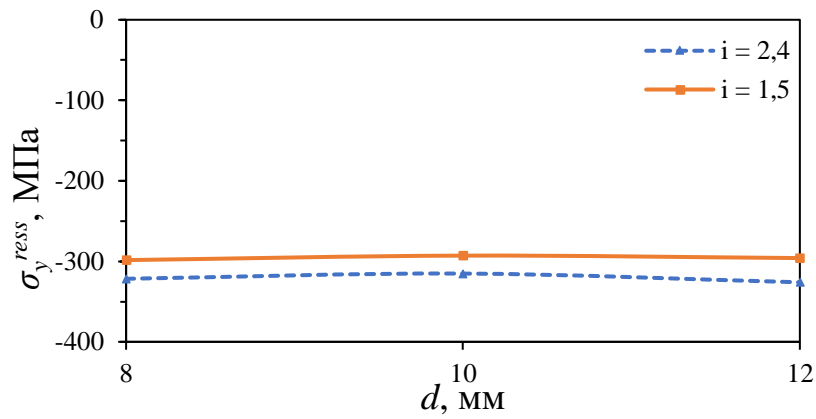
Найбільші напруження будуть виникати  $Z = 0$  за  $i = 1,5 \%$  при  $d = 8$  мм - 293 МПа, а за  $i = 2,4 \%$  в околі отворів діаметром 8 – 12 мм будуть на одному рівні -318 МПа (рис. 3.36а). За  $i = 1,5 \%$  при  $Z = t/2$  найбільші напруження будуть виникати за діаметру  $d = 12$  мм -342 МПа, за  $i = 2,4 \%$  для діаметрів  $d = 10$  та 12 мм напруження будуть практично на одному рівні -370 МПа, а для  $d = 8$  мм будуть напруження виникати більші напруження -381 МПа (рис. 3.36б). За  $i = 1,5 \%$  при  $Z = t$  найбільші напруження будуть виникати для  $d = 12$  мм -295 МПа, а за  $i = 2,4 \%$  при діаметру 12 мм -326 МПа (рис. 3.36в).



а)



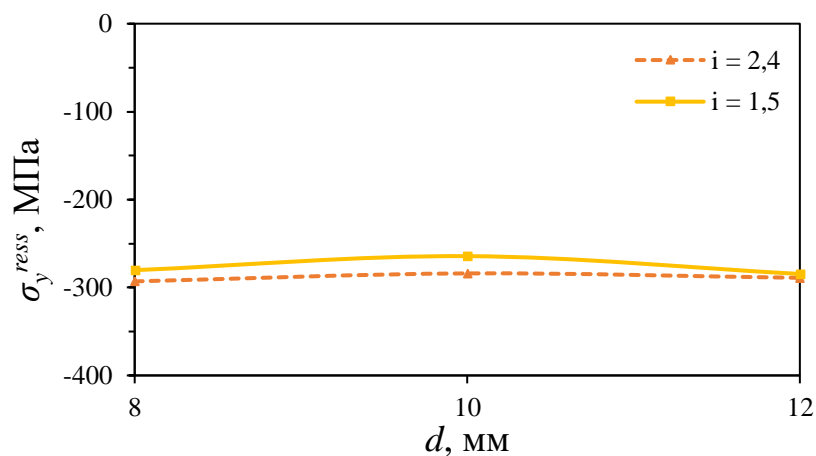
б)



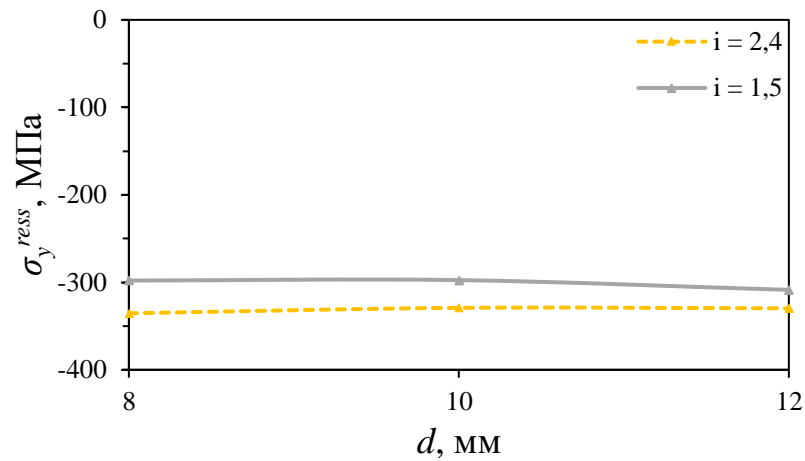
в)

Рисунок 3.36. Розподіл максимальних залишкових стискувальних напружень при  $Z = 0$  (а);  $Z = t/2$  (б);  $Z = t$  (в) за відносного розширення отвору  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % від діаметру отвору  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм після комбінованого дорнування розрахованій за діаграмою КРС (рис. 3.6)

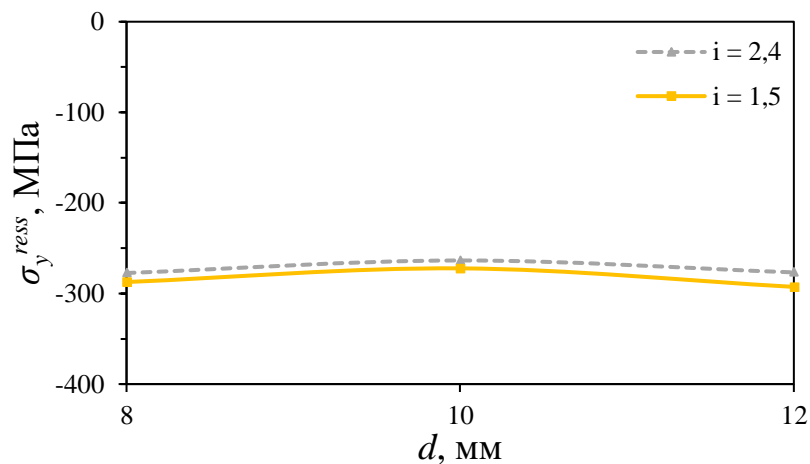
Найбільші напруження будуть виникати за  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % при  $Z = 0$  для діаметрів  $d = 12$  мм та  $d = 8$  мм будуть на одному рівні (рис. 3.37а). За  $i = 1,5$  % при  $Z = t/2$  найбільші напруження будуть виникати для діаметру  $d = 12$  мм - 308 МПа і далі зменшуватись до діаметру  $d = 8$  мм, а за  $i = 2,4$  % найбільші напруження будуть виникати при  $d = 8$  мм -335 МПа і зменшуватись до  $d = 12$  мм (рис. 3.37б). За  $i = 1,5$  % для діаметрів  $d = 8$  мм та 12 мм будуть виникати однакові напруження -277 МПа, а за  $i = 2,4$  % для діаметрів  $d = 8$  мм та 12 мм напруження будуть практично на одному рівні -292 МПа, а для  $d = 10$  мм будуть виникати менші напруження -272 МПа (рис. 3.37в).



а)



б)



в)

Рисунок 3.37. Розподіл максимальних залишкових стискувальних напружень при  $Z = 0$  (а);  $Z = t/2$  (б);  $Z = t$  (в) за відносного розширення отвору  $i = 1,5$  % та  $i = 2,4$  % від діаметру отвору  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм після дорнування розрахованій за діаграмою Р (рис. 3.6)

Значення залишкових напружень за відносного розширення отвору  $i = 1,5$  % (табл. 3.7) та  $i = 2,4$  % (табл. 3.8) в околі пластин діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм по товщині пластини  $Z = 0$ ,  $Z = t/2$  та  $Z = t$  після дорнування (Д), комбінованого дорнування, обчислені за максимальними (КДМ) та усередненими напруженнями (КДС) діаграм деформування (рис. 3.6).

Таблиця 3.7. Максимальні залишкові напруження за  $i = 1,5 \%$  в околі отворів пластин діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм

Вид холодного розширення отвору	Діаметр отворів, мм								
	8			10			12		
	$Z=0$	$Z=t/2$	$Z=t$	$Z=0$	$Z=t/2$	$Z=t$	$Z=0$	$Z=t/2$	$Z=t$
	Залишкові напруження, МПа								
Д	-269	-298	-277	-260	-297	-263	-268	-308	-276
КДС	-293	-321	-298	-283	-326	-292	-289	-342	-295
КДМ	-313	-350	-317	-305	-355	-314	-338	-381	-343

Таблиця 3.8. Максимальні залишкові напруження за  $i = 2,4 \%$  в околі отворів пластин діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм

Вид холодного розширення отвору	Діаметр отворів, мм								
	8			10			12		
	$Z=0$	$Z=t/2$	$Z=t$	$Z=0$	$Z=t/2$	$Z=t$	$Z=0$	$Z=t/2$	$Z=t$
	Залишкові напруження, МПа								
Д	-280	-335	-287	-264	-329	-272	-284	-329	-292
КДС	-318	-381	-321	-308	-370	-315	-318	-368	-326
КДМ	-358	-433	-367	-357	-419	-363	-363	-416	-370

Виходячи з отриманих даних у табл. 3.7, 3.8 видно, що найбільші напруження будуть виникати в середині отвору пластини  $Z = t/2$ , а при  $Z = 0$  та  $Z = t$  будуть на одному рівні. Після комбінованого дорнування залишкові напруження зростатимуть та будуть більші ніж при дорнуванні.

За відносного розширення отвору  $i = 1,5 \%$  найбільше підвищення залишкових напружень спостерігалось після комбінованого дорнування (КДМ) – 26,11 % при  $Z = 0$  для діаметру отвору 12 мм, а найменше підвищення після (КДС) – 7,71 % при  $Z = t/2$  для діаметру 8 мм (табл. 3.7), за  $i = 2,4 \%$  найбільше підвищення залишкових напружень буде після комбінованого дорнування

(КДМ) – 35,2 % за  $i = 2,4$  % для діаметру отвору  $d = 10$  мм при  $Z = 0$ , а найменше підвищення після комбінованого дорнування (КДС) – 11,85 % за діаметру  $d = 12$  мм при  $Z = t/2$  (табл. 3.8).

### 3.4. Висновки

1. МСЕ змодельовано вплив циклічного навантаження на механічну поведінку і функціональні властивості псевдопружного Ni-Ti сплаву з пам'яттю форми за одновісного розтягу. Показано, що розрахункові залежності напружень від деформацій добре узгоджуються з експериментальними діаграмами циклічного деформування дротини з Ni-Ti сплаву.

2. Досліджено вплив комбінованого (з накладанням додаткового циклічного навантаження) деформування розтягом на діаграму деформування алюмінієвого сплаву Д16чТ. Виявлено, що одночасне накладання циклічного напруження амплітудою  $\Delta\sigma = 30$  МПа інтенсифікує процеси деформаційного зміцнення порівняно з деформуванням розтягом, підвищує границю текучості і границю міцності. Отримано апроксимаційні залежності між напруженням і деформацією за верхньою огинаючою та усередненими значеннями діаграми деформування.

3. З використанням МСЕ виявлені основні закономірності впливу діаметру отвору і натягу дорнування на розподіл максимальних і залишкових напружень в алюмінієвій пластині в околі отворів за дорнування та комбінованого дорнування. Отриманий розподіл залишкових напружень в околі холодно зміцнених дорнованих отворів діаметром 8 мм, добре узгоджується із раніше отриманими авторами результатами розрахунку залишкових напружень в околі отвору в алюмінієвих пластинах шириною 60 мм за однакових значень відносного розширення.

4. Виявлено, що залишкові стискувальні напруження після комбінованого дорнування отвору (діаметр  $d = 10$  мм) з натягом 2,4 %, обчислені МСЕ за верхньою огинаючою діаграми деформування виникають на поверхні

отвору в середній по товщині ділянці і на 35 % перевищують значення залишкових напружень після дорнування.

5. 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.

6. Досліджено, що незалежно від діаметру отвору, методу і типу холодного розширення отвору (дорнування, комбіноване дорнування) розрахункові стискувальні залишкові напруження максимальні в середині по товщині ділянці зразка і найменші на поверхні.



**Розділ 4. Основні закономірності впливу натягу дорнування і діаметру отвору на кінетику розвитку тріщини та залишкову довговічність алюмінієвих пластин з попередніми втомними пошкодженнями в околі функціональних отворів**

**4.1. Вплив натягу дорнування на кінетику росту втомної тріщини за сталої амплітуди навантаження**

Вирощування початкової втомної тріщини з кутового надрізу пластини з отвором і залікові випробування проводили за сталого розмаху напружень  $\Delta\sigma = 147$  МПа, коефіцієнту асиметрії циклу навантаження  $R = 0,05$ . Форма циклу синусоїдальна, частота навантаження 10 Гц.

У табл. 4.1 представлена кількість циклів до зародження початкової тріщини довжиною на поверхні  $c_0$  та по товщині пластини  $a_0$  для різних діаметрів отворів, з яких слідує, що із зменшенням діаметру отвору кількість циклів до зародження тріщини довжиною  $c_0$  зменшується.

Таблиця 4.1. Кількість циклів до зародження втомної тріщини з вершини кутового надрізу в пластинах з отворами різних діаметрів ( $\Delta\sigma = 147$  МПа)

Діаметр отвору пластини, мм	Довжина початкової тріщини від вершини надрізу		К-сть циклів до зародження тріщини довжиною $c_0$ $N$ , циклів
	$c_0$ , мм	$a_0$ , мм	
8	1,09	0,5	12460
10	1,06	0,5	10000
12	1,07	0,5	7000

На рис. 4.1 представлені фото траєкторії поширення тріщини (рис. 4.1а-в) та злами зразків у вихідному (без дорнування) стані (рис. 4.1г-е) діаметром отворів 8 мм (рис. 4.1а, г), 10 мм (рис. 4.1б, д) та 12 мм (рис. 4.1в, е).

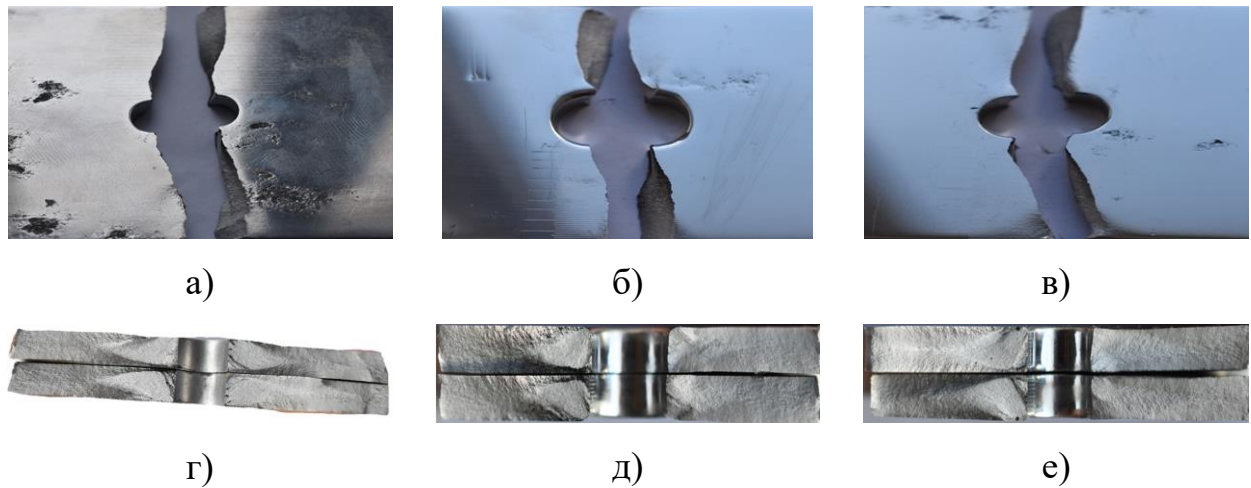


Рисунок 4.1. Траєкторія поширення тріщини та злами зразків діаметром отворів 8 мм (а, г), 10 мм (б, д) та 12 мм (в, е)

На рис. 4.2 показані залежності довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження у зразках діаметром отворів 8 мм, 10 мм та 12 мм.

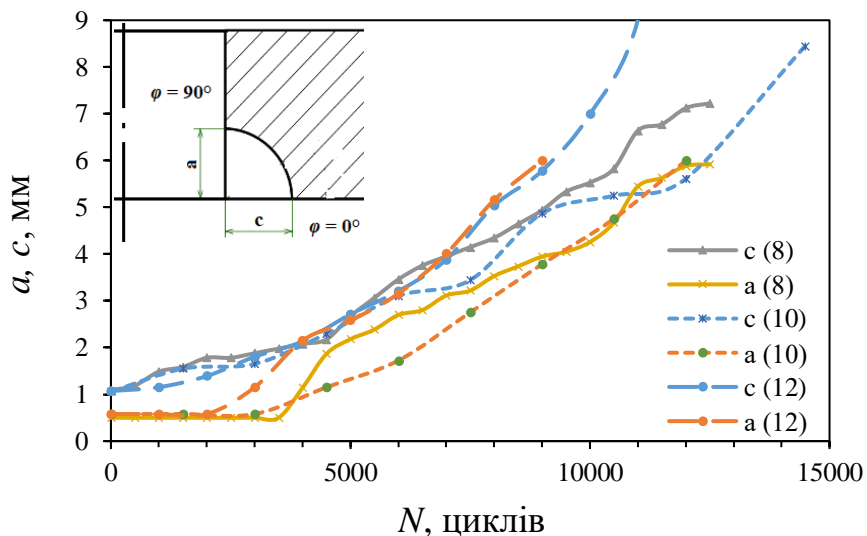


Рисунок 4.2. Залежність довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження для пластин з отворами діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм.

$$\Delta\sigma = 147 \text{ МПа}, R = 0,05, i = 0$$

Із збільшенням діаметру отвору збільшується довжина тріщини  $c$  на поверхні, за якої тріщина стає наскрізною (рис. 4.3). Зокрема значення вказаної довжини тріщини для діаметру отвору  $d = 12$  мм дорівнює 9 мм, що значно більше ніж для  $d = 8$  мм ( $c = 7,22$  мм). Вказана залежність є важливою для

проведення діагностики елементів конструкцій з використанням методами неруйнівного контролю і визначення міжінспекційних періодів.

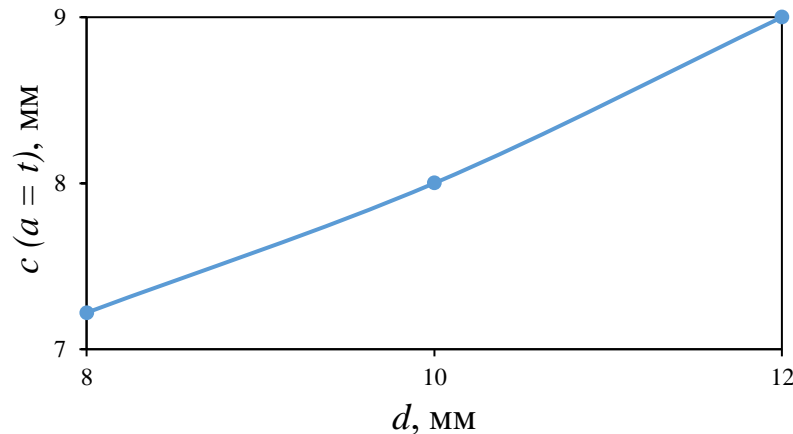
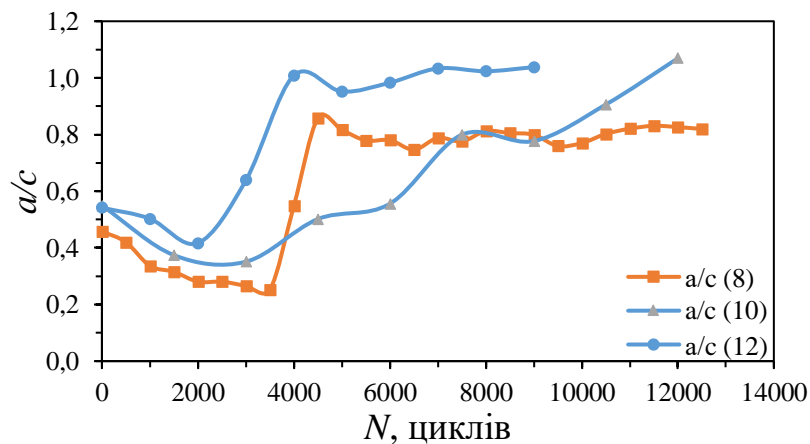
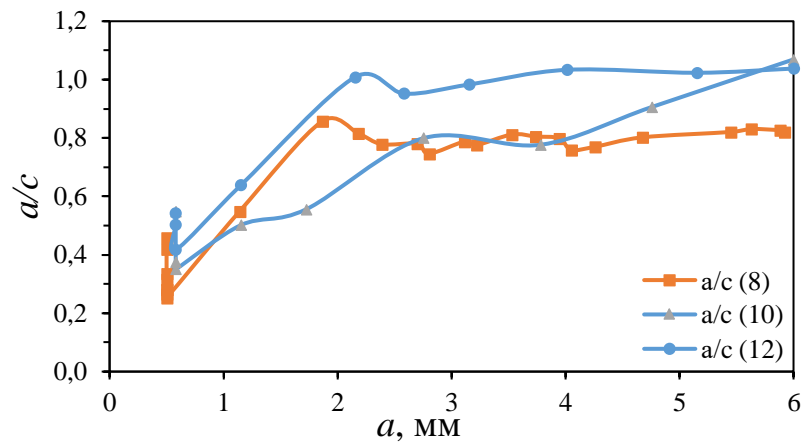


Рисунок 4.3. Залежність довжини тріщини  $c$  від вершини надрізу на поверхні від діаметру отвору при  $a = t, i = 0$

Внаслідок безперервного росту тріщини на поверхні  $c$  і по товщині  $a$  зразка змінювалась її форма. На рис. 4.4 показані залежності коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  отримані від кількості циклів навантаження (рис. 4.4а) та довжини тріщини по товщині пластини  $a$  (рис. 4.4б) у зразках з отворами діаметром  $d = 8 - 12$  мм. Для зразків з отворами різного діаметру ( $d = 8 - 12$  мм) залежність коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  від кількості циклів навантаження має три ділянки: спадну, пов'язану із затримкою тріщини; зростаючу і сталу ділянку (рис. 4.4а). Побідні залежності коефіцієнту форми тріщини демонструє і від довжини тріщини на поверхні отвору  $a$  (рис. 4.4б)



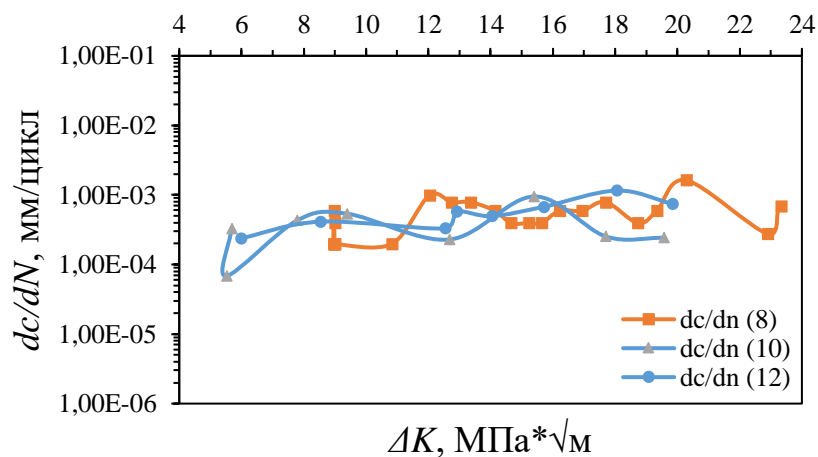
а)



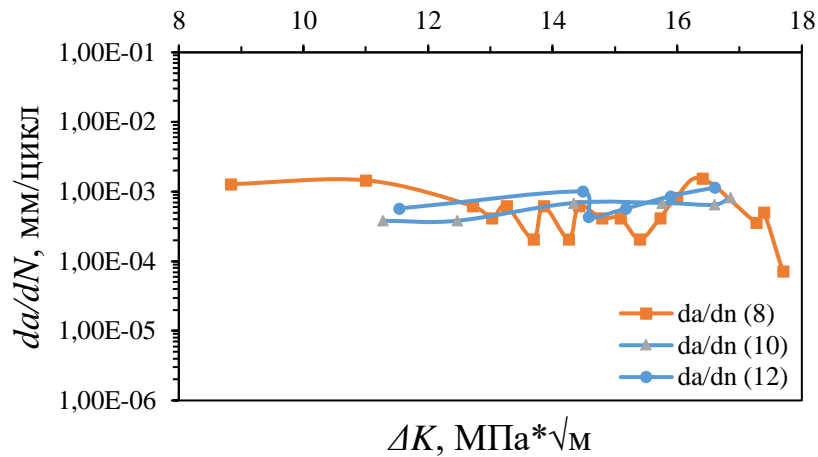
б)

Рисунок 4.4. Залежності коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  від кількості циклів навантаження (а), довжини тріщини по товщині пластини  $a$  (б) у пластинах з отворами діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм;  $i = 0$

Залежності швидкості росту чвертьеліптичної втомної тріщини в околі отвору в напрямку  $dc/dN$  (рис. 4.5а) і  $da/dN$  (рис. 4.5б) у зразках діаметром отворів  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм від коефіцієнту інтенсивності напружень представлені на рис. 4.5. Коефіцієнти інтенсивності напружень підраховували за формулами (2.22 - 2.32). Незалежно від діаметру отвору експериментальні залежності швидкості РВТ на поверхні та по товщині зразка знаходяться у межах однієї смуги розкиду. Зазначено також слабку залежність швидкості РВТ від розмаху КІН  $\Delta K$  в межах  $5 \text{ МПа}\cdot\sqrt{\text{м}} - 23 \text{ МПа}\cdot\sqrt{\text{м}}$  (рис. 4.5а, б).



а)



б)

Рисунок 4.5. Залежності швидкості росту тріщини в напрямку  $dc/dN$  (а) та  $da/dN$  (б) від розмаху КІН для зразків з отворами діаметром 8 мм, 10 мм, та 12 мм

На рис. 4.6 – 4.8 представлені залежності швидкості росту кутової тріщини в пластинах з алюмінієвого сплаву Д16чТ діаметром отвору  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм  $dc/dN$  і  $da/dN$  та наскрізної тріщини від розмаху КІН, яка отримана за розтягу пластини із центральною наскрізною тріщиною за асиметрії циклу  $R = 0,1$ . На вказаних рис. 4.6 – 4.8 представлено залежність швидкості росту наскрізної тріщини отриману методом найменших квадратів за формулою (4.1):

$$V = C \Delta K^n, \quad (4.1)$$

де  $C = 1 \cdot 10^{-8} \frac{\text{мм/цикл}}{(\text{МПа}\sqrt{\text{м}})^n}$ ,  $n = 3,58$  – характеристики циклічної тріщиностійкості матеріалу.

Порівнюючи ці дані (рис. 4.6) видно, що швидкість РВТ наскрізної втомної тріщини за розмаху КІН  $< 20$  МПа $\cdot\sqrt{м}$  значно менше від швидкості росту кутової тріщини біля отвору. Також зазначено повільніший ріст тріщини на поверхні зразка порівняно із ростом на поверхні отвору при  $\Delta K < 12$  МПа $\cdot\sqrt{м}$ . Очевидно, що ця різниця спричинена різним напрямом росту тріщини по відношенню до напрямку прокатування пластини, довжиною тріщини і її формою фронту (рис. 4.6).

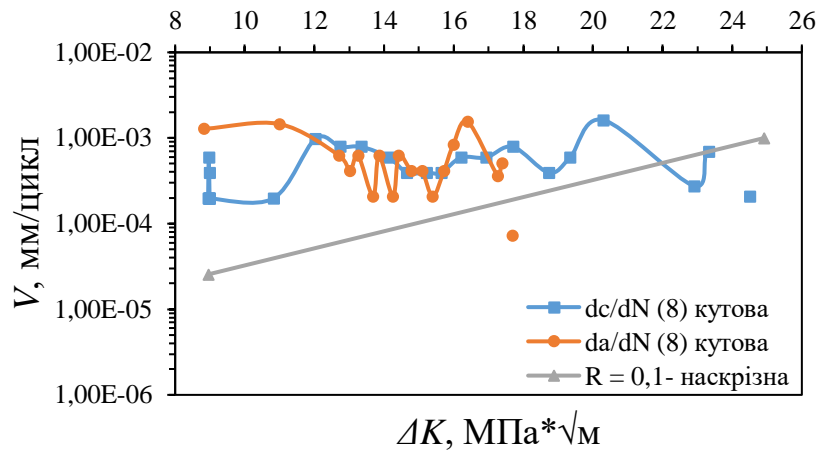


Рисунок 4.6. Середньоамплітудна ділянка діаграми втомного руйнування із алюмінієвого сплаву Д16чТ отворів діаметром  $d = 8$  мм при  $R = 0,1$ . Зразок із наскрізною тріщиною [144]

Подібні співвідношення між швидкістю росту кутової і наскрізної тріщини спостерігали і для пластин з отвором діаметром 10 мм (рис. 4.7) і 12 мм (рис. 4.8). Швидкості росту кутової втомної тріщини на поверхні пластини  $dc/dN$  і на поверхні отвору  $da/dN$  діаметром 8 мм і 10 мм співпадають у всьому діапазоні зміни розмаху КІН (рис. 4.7, 4.8).

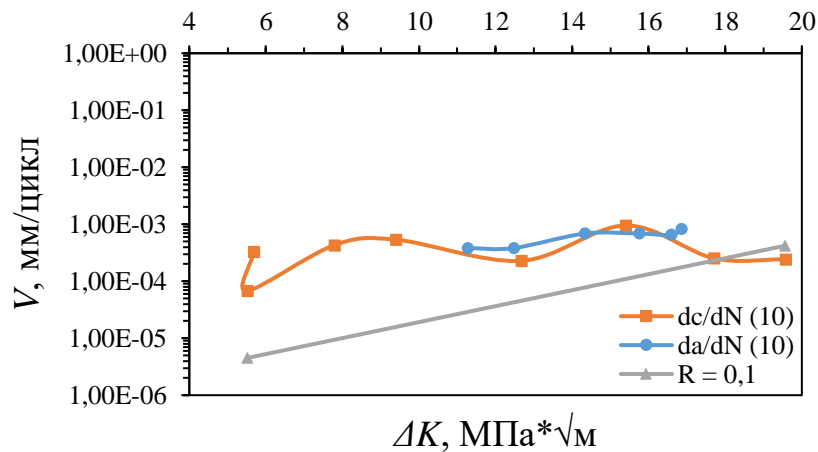


Рисунок 4.7. Середньоамплітудна ділянка діаграми втомного руйнування із алюмінієвого сплаву Д16чТ отворів діаметром  $d = 10$  мм при  $R = 0,1$ . Зразок із наскрізною тріщиною [144]

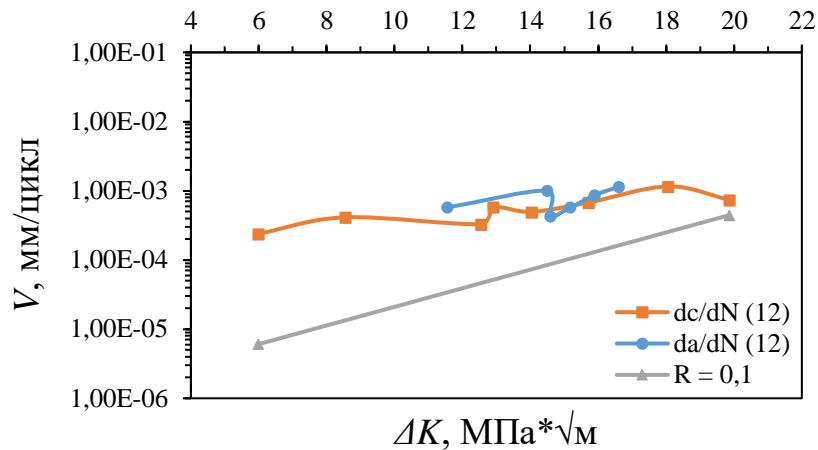


Рисунок 4.8. Середньоамплітудна ділянка діаграми втомного руйнування із алюмінієвого сплаву Д16сТ отворів діаметром  $d = 12$  мм при  $R = 0,1$ . Зразок із наскрізною тріщиною [144]

Операцію дорнування виконували на випробувальній машині СТМ-100: дорн закріплювали у верхній нерухомій траверсі машини, а пластину встановлювали на калібрувальній матриці, закріпленій співвісно дорну на нижньому рухомому затискачі (рис. 4.9). Креслення дорна та калібрувальної матриці представлені (рис. 2.13, 2.14). Швидкість переміщення дорна під час технологічного процесу складає  $0,1$  мм/сек.



Рисунок. 4.9. Фото пластини під час дорнування

На рис. 4.10 показані початкові положення дорнів  $S_0$  діаметрами 8 мм, 10 мм та 12 мм відносно пластини в момент контакту із пластиною, також вказано повну довжину шляху дорна від  $S_0$  до повного його проходження через отвір пластини. Значення зусилля під час дорнування для різних діаметрів дорна

представлено на рис. 4.11. Максимальне зусилля осьової сили досягається, коли положення дорна А (рис. 4.10) буде на відстані 1 мм відносно товщини пластини ( $t = 6$  мм). Початкове положення правого торця дорна відносно поверхні пластини для діаметра дорна 8 мм – 61 мм (рис. 4.10а), для 10 мм – 61,3 мм (рис. 4.10б), для 12 мм – 66,4 мм (рис. 4.10в).

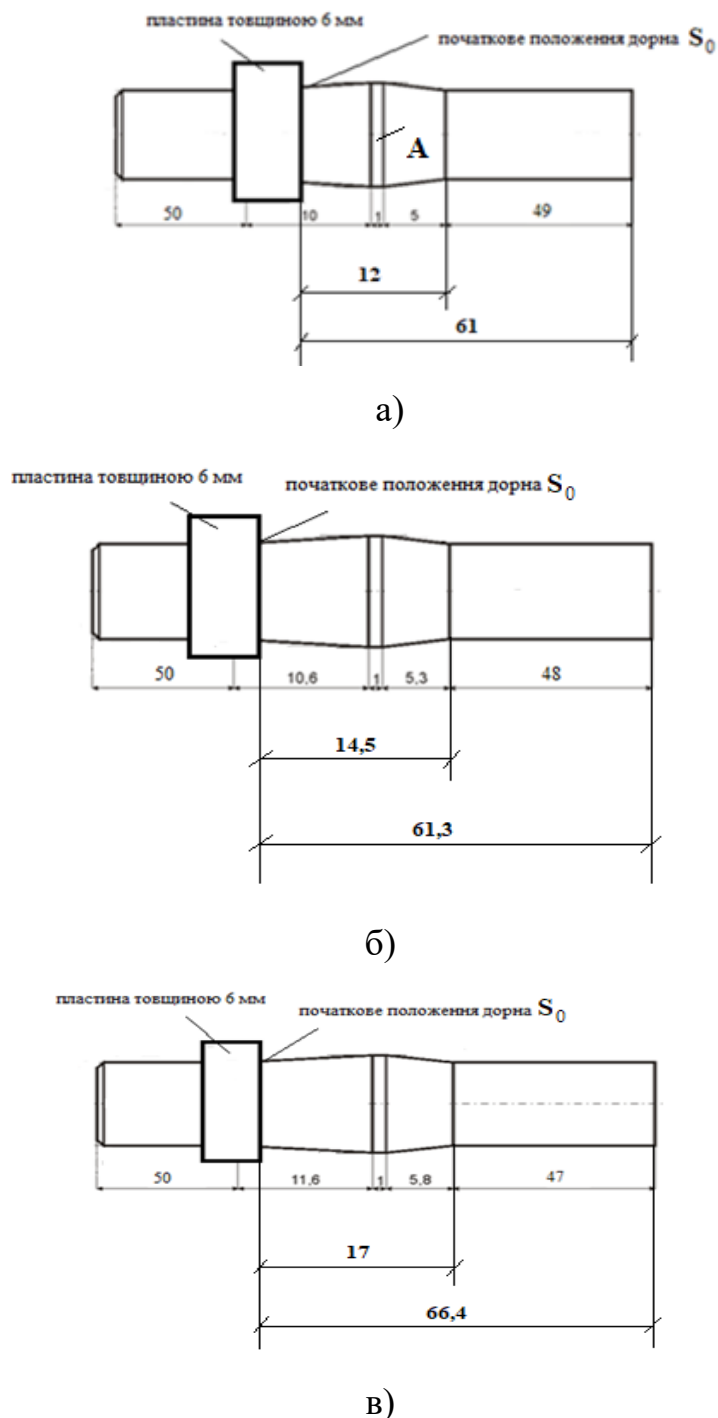


Рисунок 4.10. Початкові положення дорна відносно пластини з отвором діаметрами  $d = 8$  мм (а), 10 мм (б) та 12 мм (в)



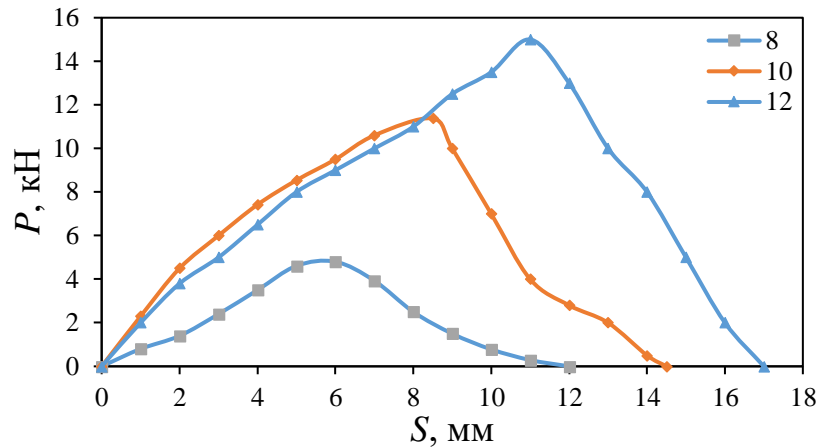


Рисунок 4.11. Залежність осьової сили від переміщення дорна діаметрами дорнів  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм за натягу дорнування  $i = 2,7$  %,  $i = 2,4$  % та  $i = 2,8$  %

Встановлено, що із збільшенням діаметру отвору пластини збільшується максимальне зусилля при дорнуванні з однаковим натягом (рис. 4.11).

У табл. 4.2 представлено кількість циклів до зародження тріщини з вершини надрізу на поверхні  $c_0$  та по товщині пластини  $a_0$ . Із збільшенням діаметру отвору спостерігається зменшення кількості циклів до зародження втомної тріщини від 8 мм до 12 мм.

Таблиця 4.2. Кількість циклів до зародження втомної тріщини з вершини кутового надрізу ( $\Delta\sigma = 147$  МПа)

Діаметр отвору пластини до дорнування, мм	Довжина початкової тріщини від вершини надрізу		К-сть циклів до зародження тріщин довжиною $c_0$ та $a_0$
	$c_0$ , мм	$a_0$ , мм	$N$ , циклів
7,76	1,16	1,09	9940
9,70	1,01	1,01	12000
11,64	1,07	0,64	7000

На рис. 4.12 представлені фото траєкторії поширення тріщини (рис. 4.12а-в) та злами зразків (рис. 4.12г-е) після дорнування з натягом  $i = 2,7$  % (рис. 4.12а, г),  $i = 2,4$  % (рис. 4.12б, д) та  $i = 2,8$  % (рис. 4.12в, е).

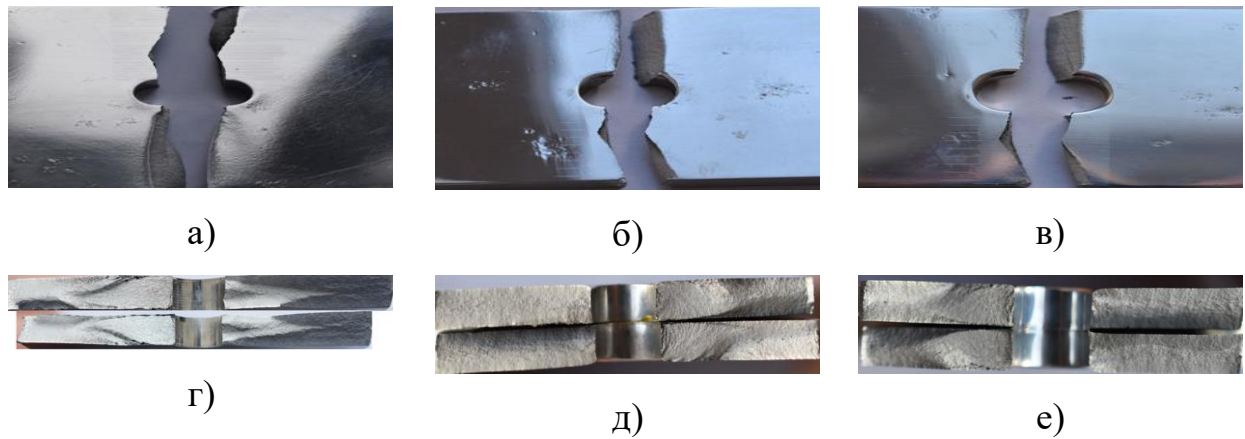


Рисунок 4.12. Траєкторія поширення тріщини та злами зразків після дорнування з натягом  $i = 2,7 \%$  (а, г),  $i = 2,4 \%$  (б, д)  $i = 2,8 \%$  (в, е)

На рис. 4.13 показані залежності довжини тріщини  $s$  і  $a$  від кількості циклів навантаження у зразках після дорнування отворів різного діаметру з натягом  $i = (2,4 - 2,8) \%$ .

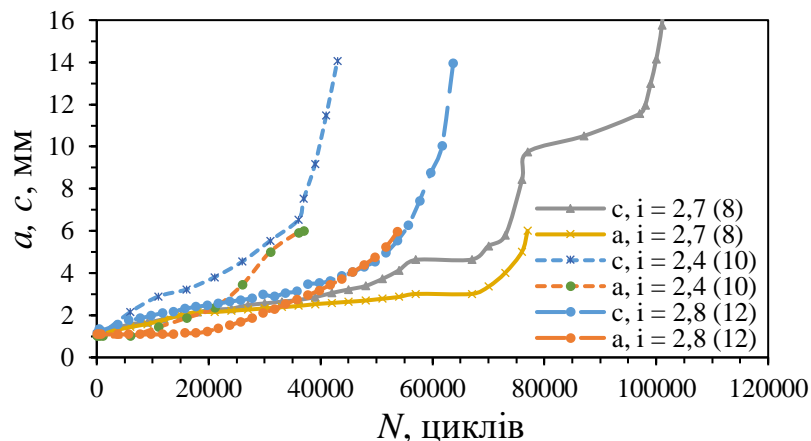


Рисунок 4.13. Залежність довжини тріщини  $s$  і  $a$  від кількості циклів навантаження після дорнування з натягом  $i = (2,4 - 2,8) \%$ .

$$\Delta\sigma = 147 \text{ МПа}, R = 0,05$$

Як і для недеформованих зразків (рис. 4.3) із збільшенням діаметру зміцнених отворів збільшується також довжини тріщини на поверхні зразка, за якої стає наскрізною. При досягненні тріщиною довжини, що дорівнювала товщині зразка ( $a = t$ ), довжина тріщини на поверхні зразка з отвором діаметром 12 мм в 1,4 рази перевищувала розмір  $s$  порівняно із діаметром 8 мм (рис. 4.14).

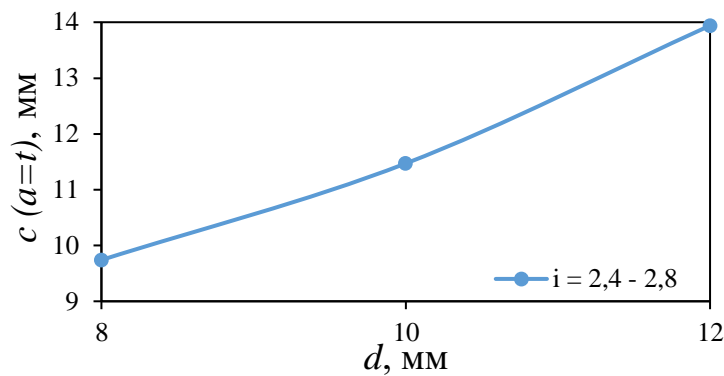


Рисунок 4.14. Залежність затримки росту втомної тріщини від вершини кутового надрізу від діаметру отвору

Після холодного розширення отворів спостерігали затримку росту тріщини, яка збільшувалась із збільшенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм (рис. 4.15) за отриманих значень натягу дорнування  $i = (2,4 - 2,8) \%$ . Зокрема кількість циклів затримки росту тріщини у зразках із отвором діаметром 12 мм більше ніж вдвічі перевищує затримку тріщини після дорнування отвору діаметром 8 мм.

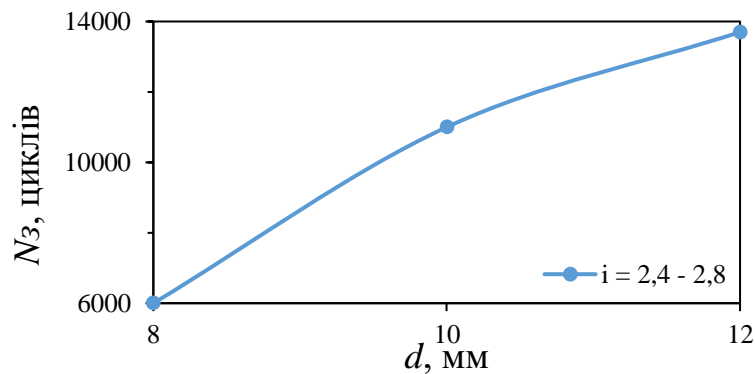
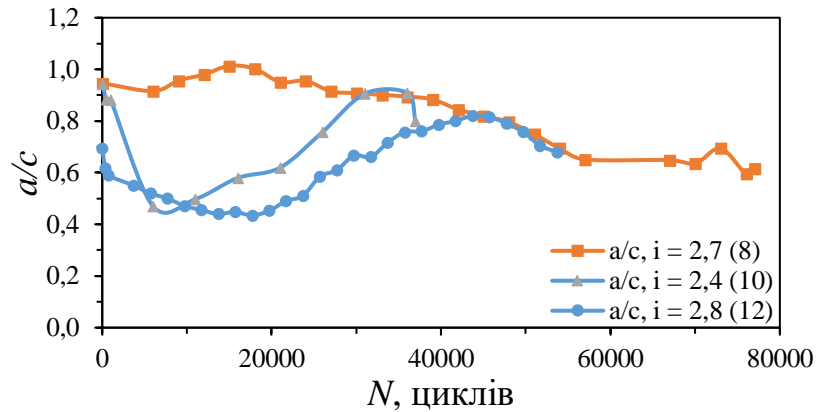


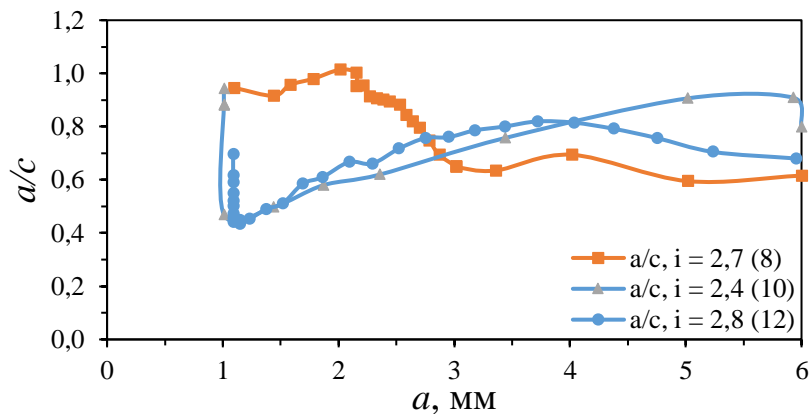
Рисунок 4.15. Залежність довжини тріщини від вершини надрізу на поверхні від діаметру отвору

На рис. 4.16 представлені залежності коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  від кількості циклів навантаження (рис. 4.16а) та від довжини тріщини по товщині пластини  $a$  (рис. 4.16б) у зразках з різними діаметрами отворів після дорнування з натягом  $i = (2,4 - 2,8) \%$ . Подібно зразкам у вихідному стані, залежність  $a/c - N$ , можна умовно розділити на три ділянки: зменшення  $a/c$ ,

збільшення і стабілізація. Аналогічну залежність зміни коефіцієнту форми втомної тріщини після дорнування спостерігали і від довжини тріщини на поверхні отвору, зміна параметрів  $a/c$  кожної ділянки, а також їх тривалість залежать від діаметру зразка. Найменші значення коефіцієнту форми спостерігали для зразків з отворами діаметром 8 і 10 мм.



а)

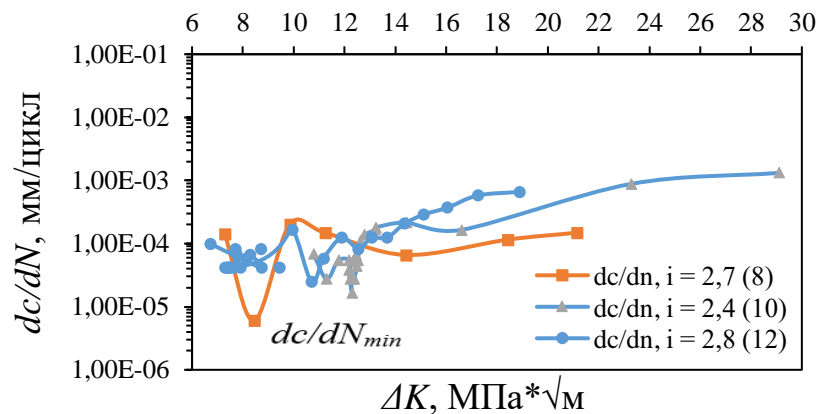


б)

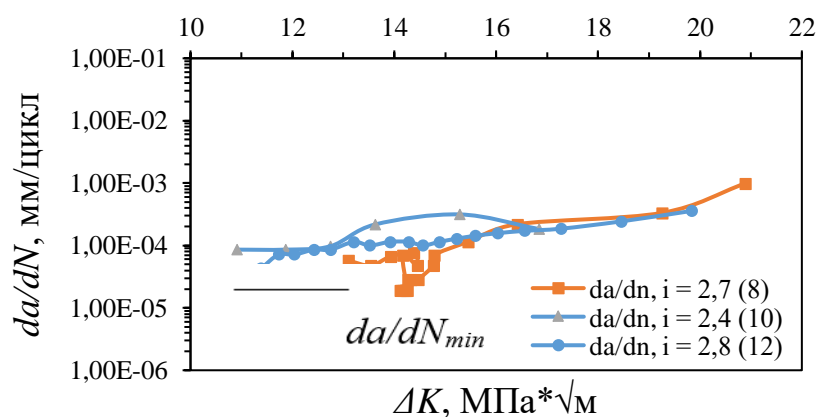
Рисунок 4.16. Залежності коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  від кількості циклів навантаження (а), довжини тріщини по товщині пластини  $a$  (б) після дорнування отворів діаметром 8 – 12 мм з натягом  $i = (2,4 - 2,8) \%$

На рис. 4.17 представлені залежності швидкості росту чвертьеліптичної втомної тріщини в околі отвору  $dc/dN$  (рис. 4.17а) і  $da/dN$  (рис. 4.17б) у зразках після дорнування з натягом  $i = (2,4 - 2,8) \%$  від розмаху КІН. Коефіцієнти інтенсивності напружень підраховували за формулами (2.22 - 2.32).

Швидкість РВТ  $dc/dN$  за діаметру отвору 8 мм і 12 мм має стрімко спадаючу ділянку, що спричинено одноразовим перевантаженням після дорнування, а в подальшому із збільшенням  $\Delta K$  після досягнення мінімального значення  $(dc/dN)_{min}$  швидкість РВТ стрімко зростає, з переходом у пологу ділянку. При значенні  $\Delta K \geq 13 - 15 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$  швидкості РВТ  $dc/dN$  і  $da/dN$  не залежать від діаметру отвору і можуть бути описані одною залежністю від  $\Delta K$ . Отримана залежність подібна до закономірностей впливу одноразових перевантажень на швидкість РВТ в сплаві Д16ЧТ після одноразових перевантажень із розтягом пластин із центральною наскрізною тріщиною [145]. Слід зазначити, що ефект зменшення швидкості РВТ відсутній після дорнування із найменшим натягом  $i = 2,4 \%$  для зразка з отвором діаметром 10 мм.



а)



б)

Рисунок 4.17. Залежності швидкості росту тріщини в напрямку  $dc/dN$  (а) та  $da/dN$  (б) від розмаху КІН для зразків після дорнування з натягом

$$i = (2,4 - 2,8) \%$$

#### 4.2. Вплив натягу комбінованого дорнування на кінетику росту втомної тріщини за сталої амплітуди навантаження

Комбіноване дорнування виконували на випробувальній машині СТМ-100 із послідовністю технологічних операцій, як і при дорнуванні. Параметри комбінованого дорнування переміщення дорна задавали за допомогою програми управління у TestBuilder підмодулем «Multi Step Programming» і записували результати значень сили, часу, переміщення рухомого штока на зовнішній носій.

Комбіноване дорнування складалося з двох операцій (рис. 4.18), які повторювалися по чергово:

- статичне переміщення дорна зі сталою швидкістю навантаження 0,1 мм/сек на відстань 0,4 мм;
- циклічне навантаження із розмахом переміщення дорна 0,4 мм упродовж 200 циклів із частотою 25 Гц.

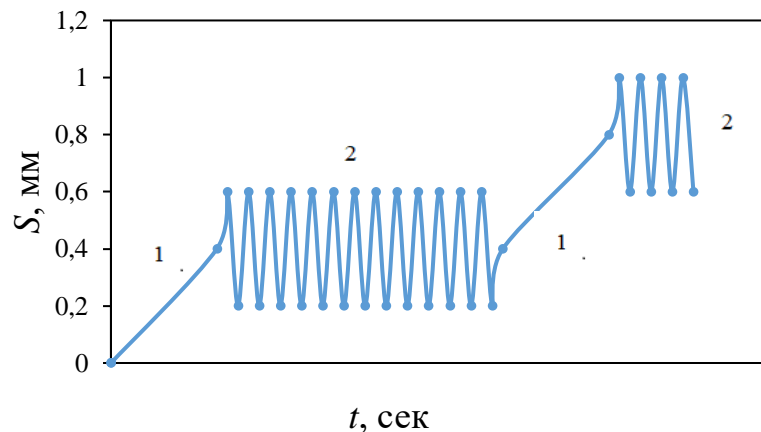
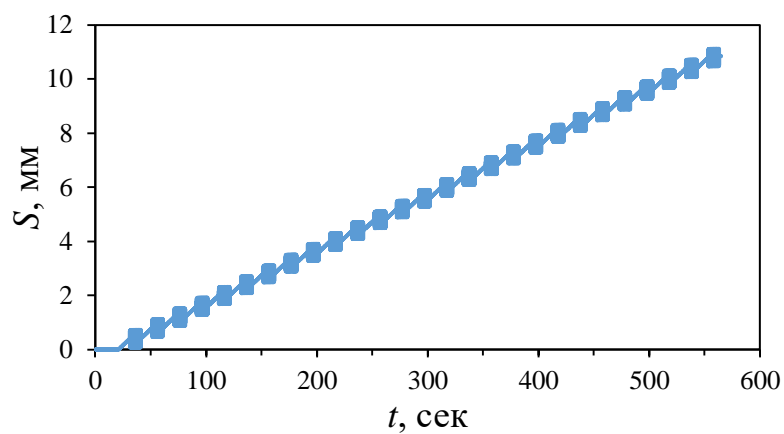


Рисунок 4.18. Схема комбінованого дорнування: 1 – переміщення дорна зі сталою швидкістю; 2 – циклічна складова

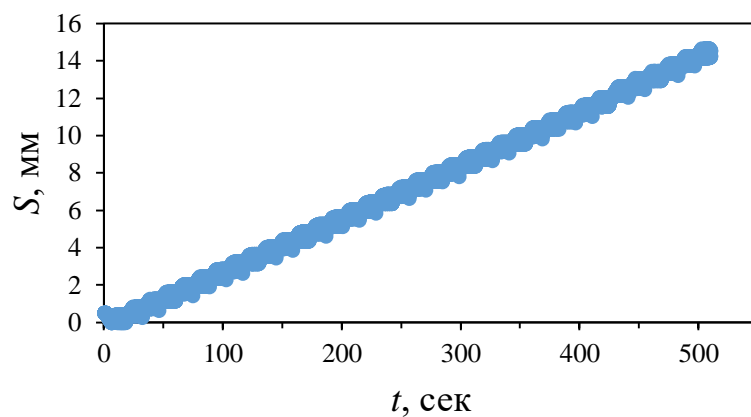
Початкові положення дорнів при комбінованому дорнуванні отворів діаметром 8 – 12 мм з натягом  $i = (2 - 2,4) \%$  співпадають з положенням при дорнуванні (рис. 4.10а-в).

За отриманими результатами комбінованого дорнування побудовані залежності переміщення дорна (його положення) від часу для зразків (рис. 4.19а-в). Кількість блоків навантаження під час (за 560 сек) комбінованого дорнування

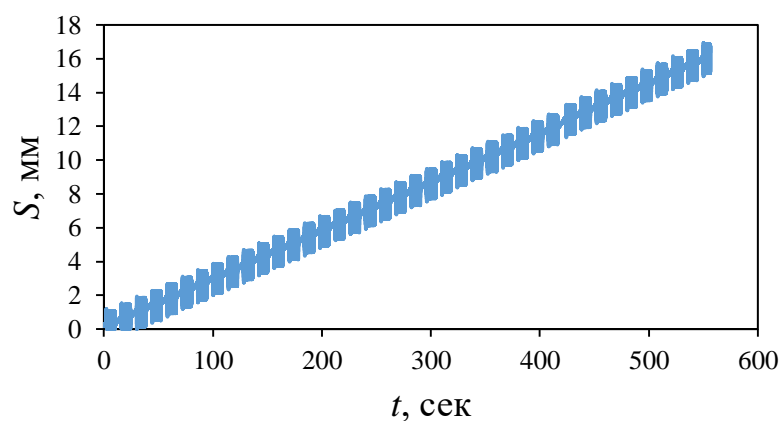
з натягом:  $i = 2\%$  становить – 27 блоків за 560 сек;  $i = 2,1\%$  – 35;  $i = 2,4\%$  – 40. Часові залежності переміщення дорна різного діаметру представлені на (рис. 4.19а-в).



а)



б)



в)

Рисунок 4.19. Залежність переміщення дорнів діаметрами  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм від часу за комбінованого дорнування

За отриманими результатами комбінованого дорнування побудовані залежності осьової сили від переміщення  $S$  для  $i = 2\%$ ,  $i = 2,1\%$  та  $i = 2,4\%$  (рис. 4.20).

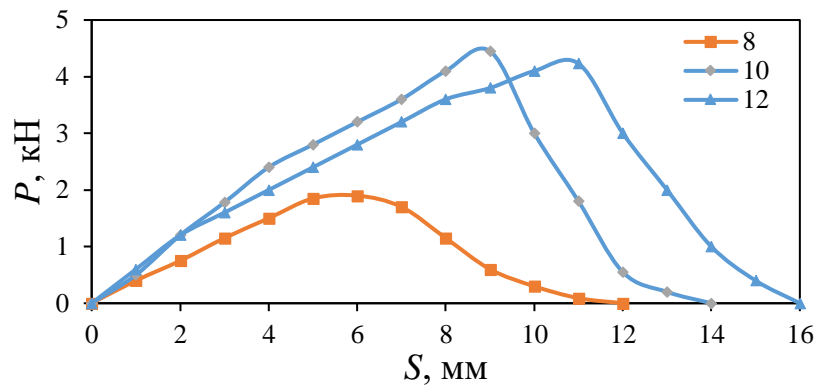


Рисунок 4.20. Залежність осьової сили від переміщення після комбінованого дорнування діаметрами дорнів  $d = 8$  мм,  $10$  мм та  $12$  мм

Як і у випадку дорнування (рис. 4.11) із збільшенням діаметру отвору пластини збільшується максимальне зусилля при комбінованому дорнуванні з однаковим натягом  $i = (2 - 2,4)\%$ . Для діаметрів  $10$  мм та  $12$  мм спостерігається однакове значення зусилля.

У табл. 4.3 представлено кількість циклів до зародження тріщини з вершини надрізу на поверхні  $s$  та по товщині пластини  $a$ . Із збільшенням діаметру отвору спостерігалось зменшення кількості циклів до зародження втомної тріщини від  $8$  мм до  $12$  мм.

Таблиця 4.3. Кількість циклів до зародження втомної тріщини з вершини кутового надрізу ( $\Delta\sigma = 147$  МПа)

Діаметр отвору пластини до дорнування, мм	Довжина початкової тріщина від вершини надрізу, мм		К-сть циклів до зародження тріщин довжиною $s_0$ та $a_0$
	$s_0$ , мм	$a_0$ , мм	
7,84	1,09	1,03	10000
9,77	1,14	1,15	19000
11,66	1,0	1,01	8000



На рис. 4.21 представлені фото траєкторії поширення тріщини (рис. 4.21а-в) та злами (рис. 4.21г-е) зразків після комбінованого дорнування з натягом  $i = 2$  % (рис. 4.21а, г),  $i = 2,1$  % (б, д) та  $i = 2,4$  % (рис. 4.21в, е).

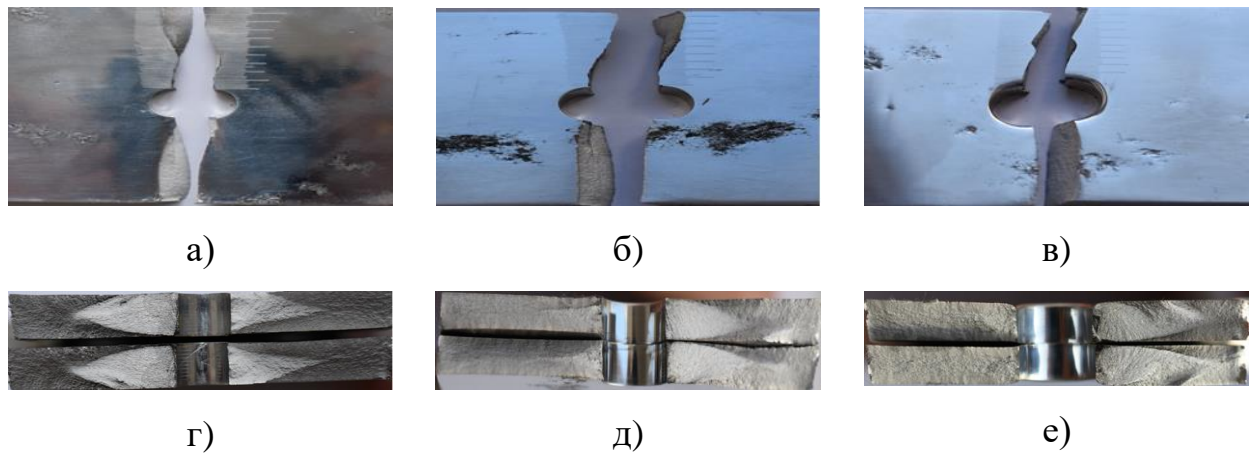


Рисунок 4.21. Траєкторія поширення тріщини та злами зразків після комбінованого дорнування з натягом  $i = 2$  % (а, г),  $i = 2,1$  % (б, д)  $i = 2,4$  % (в, е)

На рис. 4.22 зображена залежність довжини тріщини  $s$  і  $a$  від кількості циклів навантаження після комбінованого дорнування з отворами різного діаметру з натягом  $i = (2 - 2,4)$  %.

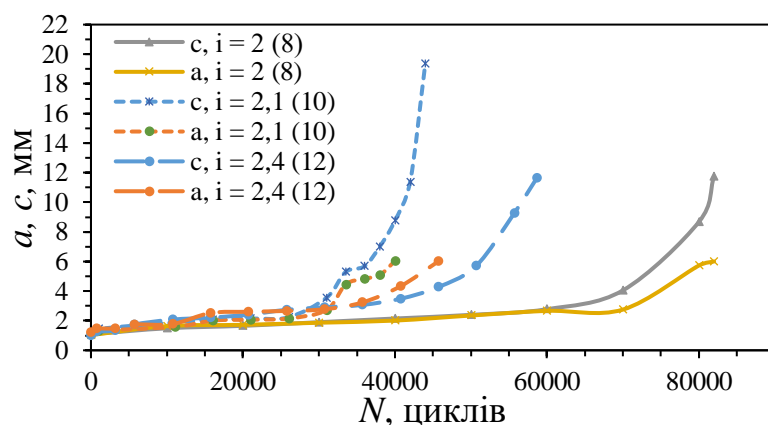


Рисунок 4.22. Залежність довжини тріщини  $s$  і  $a$  від кількості циклів навантаження після комбінованого дорнування з натягом  $i = (2 - 2,4)$  %.  $\Delta\sigma = 147$  МПа,  $R = 0,05$

Як і для недеформованих зразків (рис. 4.3) та після зміцнення дорнуванням (рис. 4.14) із збільшенням діаметру зміцнених отворів (комбінованим

дорнуванням) збільшується довжина тріщини на поверхні зразка, за якої стає наскрізною. При досягненні тріщиною довжини, що дорівнювала товщині зразка ( $a = t$ ), довжина тріщини на поверхні зразка з отвором діаметром 12 мм в 1,3 рази перевищувала розмір  $c$  порівняно із діаметром 8 мм (рис. 4.23). Після холодного розширення отворів спостерігали затримку росту тріщини, яка збільшувалась із збільшенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм (рис. 4.24) за отриманих значень натягу дорнування  $i = (2 - 2,4) \%$ . Зокрема кількість циклів затримки росту тріщини у зразках із отвором діаметром 12 мм у 1,5 разів перевищує затримку тріщини після комбінованого дорнування отвору діаметром 8 мм.

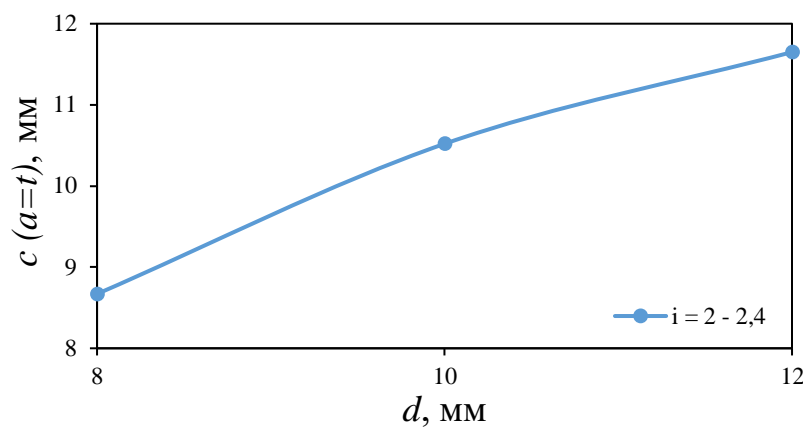


Рисунок 4.23. Залежність довжини тріщини від вершини надрізу на поверхні від діаметру отвору

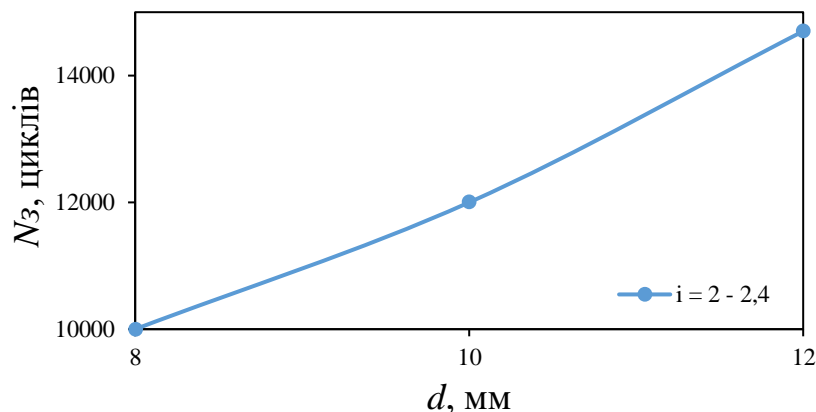
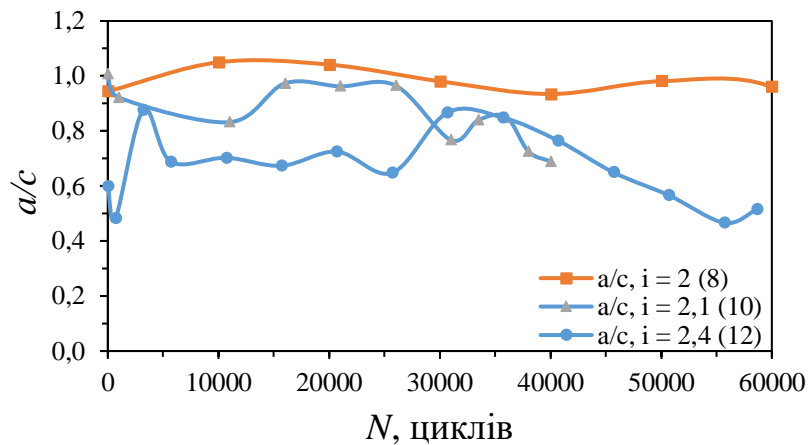


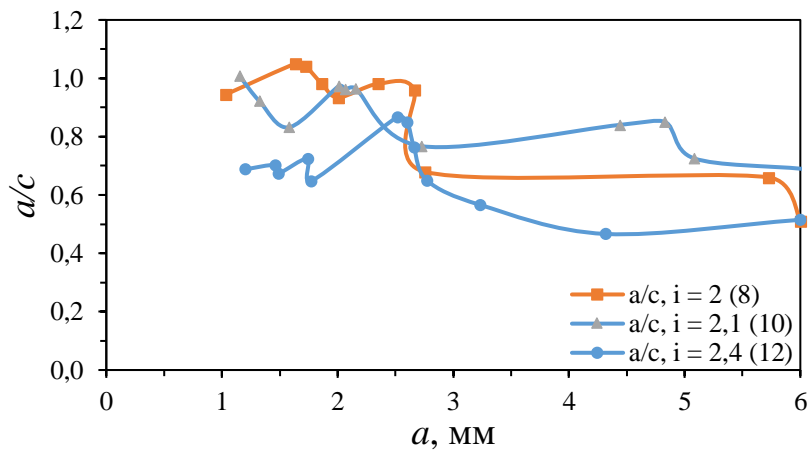
Рисунок 4.24. Залежність затримки росту втомної тріщини від вершини кутового надрізу від діаметру отвору

На рис. 4.25 представлені залежності коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  отримані від кількості циклів навантаження (рис. 4.25а), та від довжини

тріщини по товщині пластини  $a$  (рис. 4.25б) у зразках з різними діаметрами отворів після комбінованого дорнування з натягом  $i = (2 - 2,4) \%$ . Залежність  $a/c$  для діаметру 8 мм має сталу ділянку, а для діаметрів 10 – 12 мм має три ділянки: спадну, зростаючу та стабілізація. Залежність зміни коефіцієнту форми втомної тріщини після дорнування спостерігали і від довжини тріщини на поверхні отвору  $a$ . Найменші значення коефіцієнту форми спостерігали для зразку з отвором діаметром 12 мм.



а)

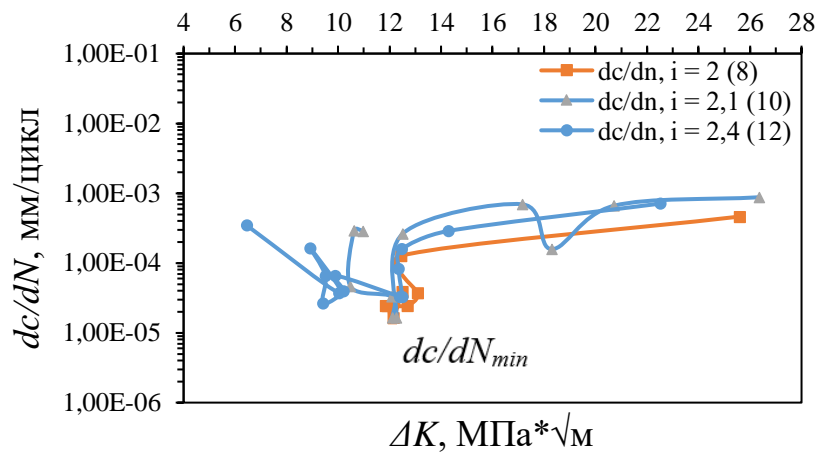


б)

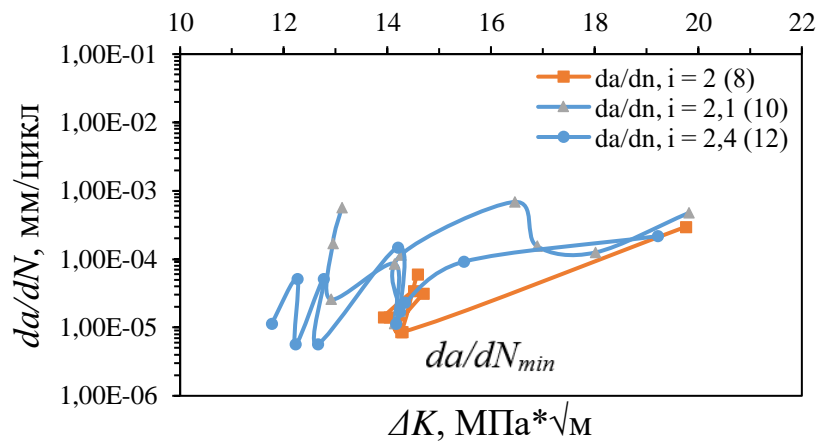
Рисунок 4.25. Залежності коефіцієнту форми фронту тріщини  $a/c$  від кількості циклів навантаження (а), довжини тріщини по товщині пластини  $a$  (б) після комбінованого дорнування отворів діаметром 8 – 12 мм з натягом  $i = (2 - 2,4) \%$

Залежності швидкості росту чвертьеліптичної втомної тріщини в околі отвору в напрямку  $dc/dN$  (рис. 4.26а) та  $da/dN$  (рис. 4.26б) у зразках після

дорнування з натягом  $i = (2 - 2,4) \%$  від розмаху КІН. Коефіцієнти інтенсивності напружень підраховували за формулами (2.22 - 2.32). Швидкість РВТ  $dc/dN$  за діаметру отворів 8 – 12 мм має збільшення  $\Delta K$  та стрімко спадаючу ділянку, що спричинено одноразовим перевантаженням після дорнування (рис. 4.26а, б). В подальшому із збільшенням після досягнення мінімального значення  $(dc/dN)_{min}$  швидкість РВТ стрімко зростає. При значенні  $\Delta K 12 - 26 \text{ МПа}\cdot\sqrt{\text{м}}$  швидкість РВТ  $dc/dN$  не залежить від діаметру зразка і може бути описана одною залежністю від  $\Delta K$ . Слід зазначити, що при відносно однаковому натягу дорнування  $i = (2 - 2,4) \%$  швидкість РВТ  $dc/dN$  не буде залежати від діаметру отвору та буде в межах однакових значень.



а)

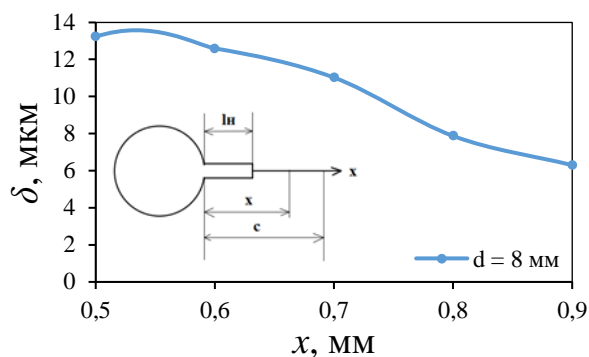


б)

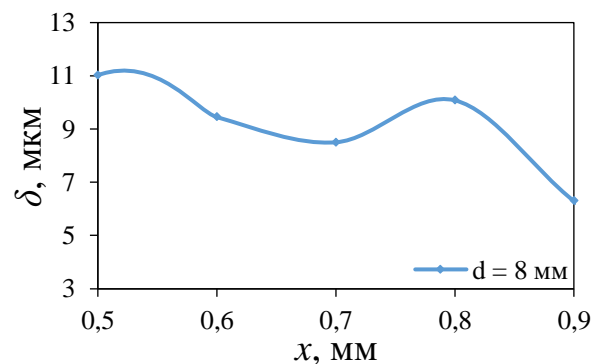
Рисунок 4.26. Залежності швидкості росту тріщини в напрямку  $dc/dN$  (а) та  $da/dN$  (б) від розмаху коефіцієнту інтенсивності напруження після комбінованого дорнування з натягом  $i = (2 - 2,4) \%$

Проаналізовано вплив дорнування і комбінованого дорнування на залишкове розкриття тріщини. На рис. 4.27 та рис. 4.28 зображено залежності залишкового розкриття берегів тріщини  $\delta$  на поверхні пластини на відстані  $x$  біля отворів діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм після дорнування та комбінованого дорнування. Розкриття вимірювали через 0,1 мм.

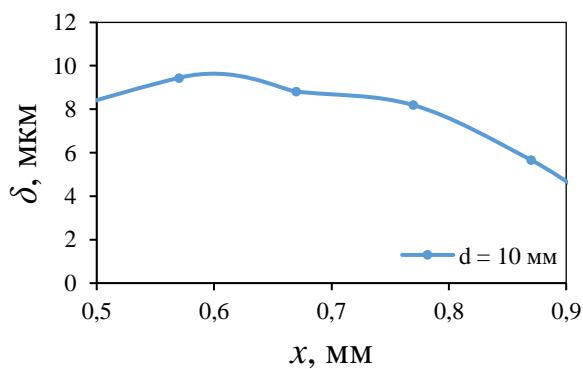
Найбільше залишкове розкриття берегів тріщини після дорнування при сумірних значеннях  $x$  спостерігалось для діаметру отвору пластини 8 мм і зменшувалось із збільшенням діаметру отвору (рис. 4.28а). Після комбінованого дорнування найбільші значення залишкового розкриття спостерігались для діаметрів 8 мм та 12 мм, а найменше для діаметру 10 мм (рис. 4.28б). На рис. 4.28 зображено порівняльні залежності залишкового розкриття берегів тріщини  $\delta$  на відстані  $x$  до її вершини біля отворів діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм на поверхні пластини після дорнування та комбінованого дорнування. Найбільше розкриття спостерігалось після дорнування з натягом  $i = 2,8 \%$ , а найменше після комбінованого дорнування –  $i = 2,1 \%$ .



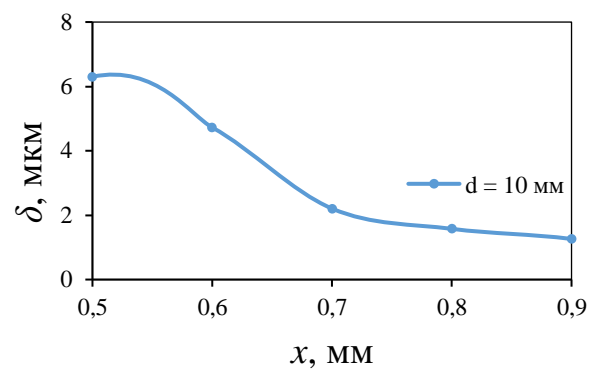
а)



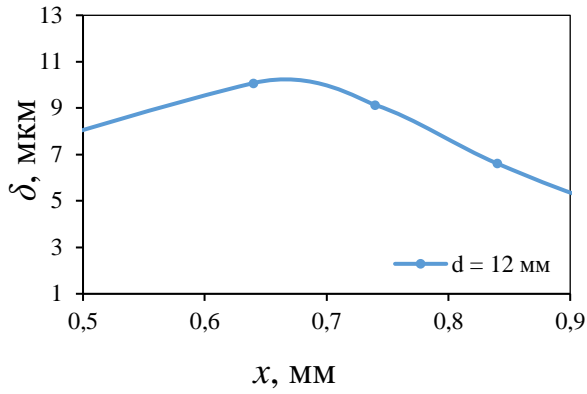
б)



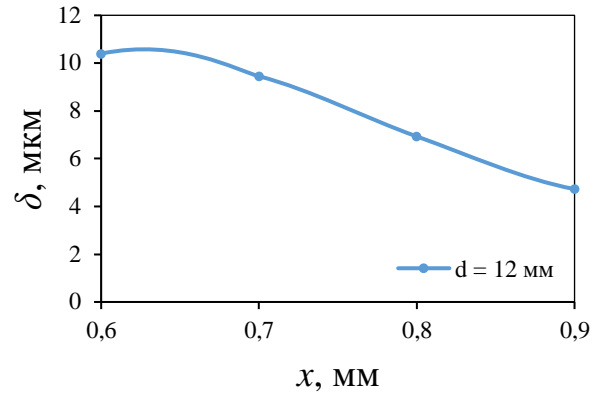
в)



г)

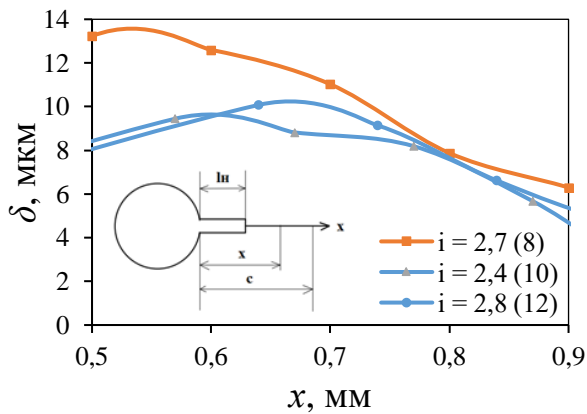


д)

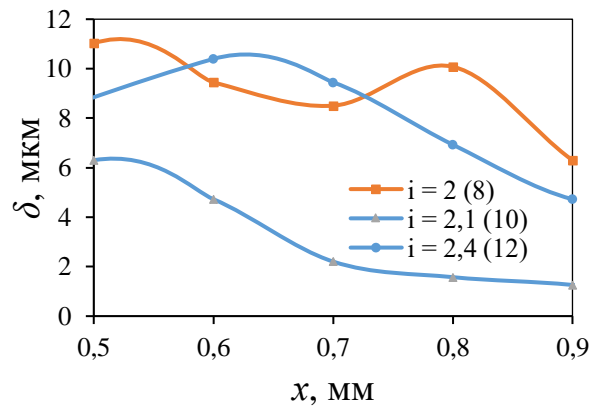


е)

Рисунок 4.27. Залежність залишкового розкриття берегів тріщини  $c$  після дорнування (а, в, д) з натягом  $i = 2,7$  (а),  $i = 2,4$  (в) та  $i = 2,8$  % (д) та комбінованого дорнування (б, г, е) з натягом  $i = 2$  % (б),  $i = 2,1$  % (г) та  $i = 2,4$  % (е)



а)



б)

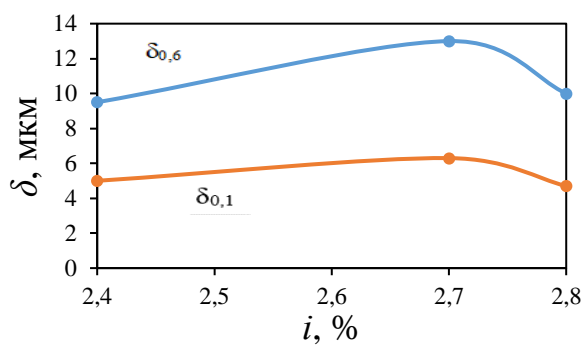
Рисунок 4.28. Залежність залишкового розкриття берегів тріщини  $c$  після дорнування (а) та комбінованого дорнування (б) в пластинах діаметром отворів 8 – 12 мм

У табл. 4.4 представлені значення залишкового розкриття берегів тріщини  $\delta_{0,1}$  на відстані 0,1 мм і  $\delta_{0,6}$  на відстань 0,6 мм у вершині надрізу після дорнування та комбінованого дорнування.

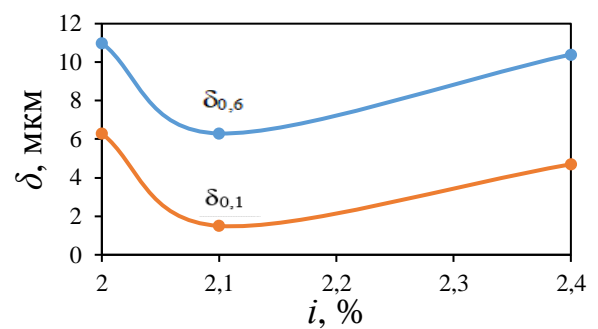
Таблиця 4.4. Значення розкриття берегів тріщини від способу та натягу дорнування

Спосіб зміцнення отворів	Діаметр отвору, мм	Натяг дорнування, %	Залишкове розкриття надрізу $\delta_{0,6}$ , мкм	Залишкове розкриття тріщини $\delta_{0,1}$ , мкм
дорнування	10	2,4	9,5	5
	8	2,7	13,0	6,3
	12	2,8	10,0	4,7
комбіноване дорнування	8	2	11,0	6,3
	10	2,1	6,3	1,5
	12	2,4	10,4	4,7

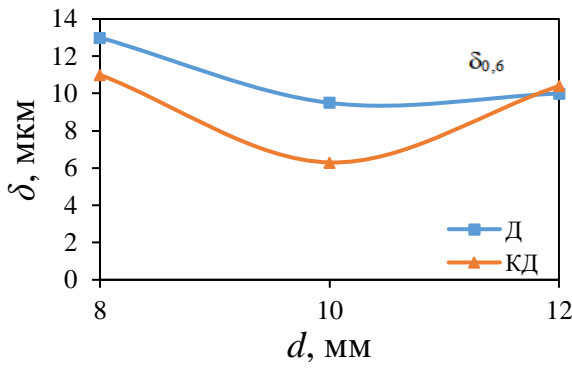
На рис. 4.29 зображена залежність впливу натягу дорнування та комбінованого дорнування на розкриття берегів тріщин. Найбільше розкриття тріщини  $\delta_{0,1}$  і  $\delta_{0,6}$  (рис. 4.29а – г) спостерігали після дорнування пластини діаметру 8 мм при  $i = 2,7$  % (рис. 4.29а). Після комбінованого дорнування найменше значення отримали при  $i = 2$  % (рис. 4.29б). Залишкове розкриття тріщини  $\delta_{0,1}$  для зразків з отворами діаметром 8 – 12 мм і залишкове розкриття  $\delta_{0,6}$  для діаметру 12 мм після дорнування і комбінованого дорнування співпадають (рис. 4.29в, г). Проте обидва розкриття берегів тріщини  $\delta_{0,1}$  і  $\delta_{0,6}$  для зразків з діаметром отвору 10 мм значно менші за комбінованого дорнування (рис. 4.29в, г).



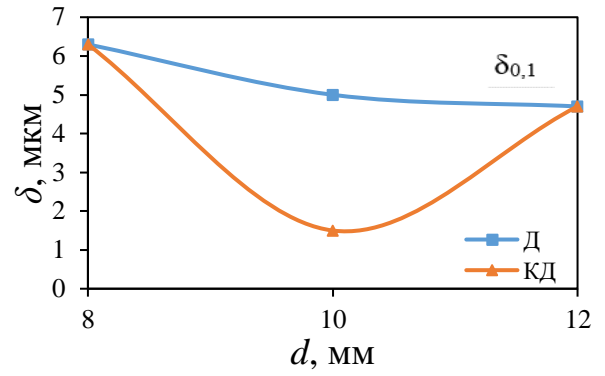
а)



б)



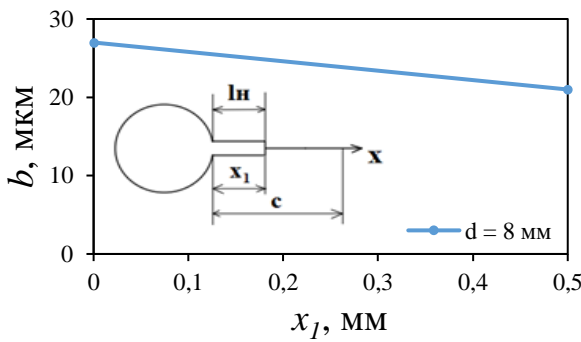
в)



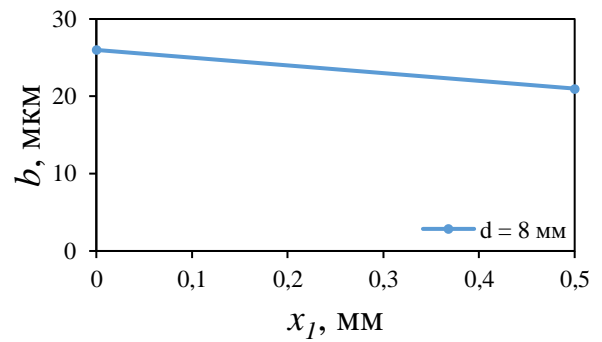
г)

Рисунок 4.29. Вплив натягу дорнування (а) та комбінованого дорнування (б) на залишкове розкриття берегів  $\delta_{0,6}$  (в) і  $\delta_{0,1}$  (г)

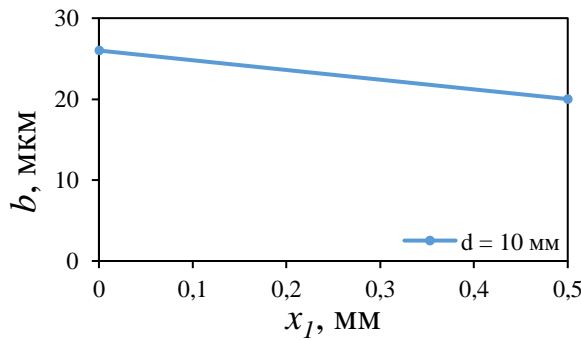
Враховуючи різницю в натягах дорнування  $i = (2,4 - 2,8) \%$  та комбінованого дорнування  $i = (2 - 2,4) \%$  можна очікувати, що залишкове розкриття тріщини при сумірних значеннях  $i$  буде меншим після комбінованого дорнування порівняно із дорнуванням. На рис. 4.30 зображено зміна розмірів надрізу (концентратора)  $b$  по довжині  $x_l$  після дорнування та комбінованого дорнування.



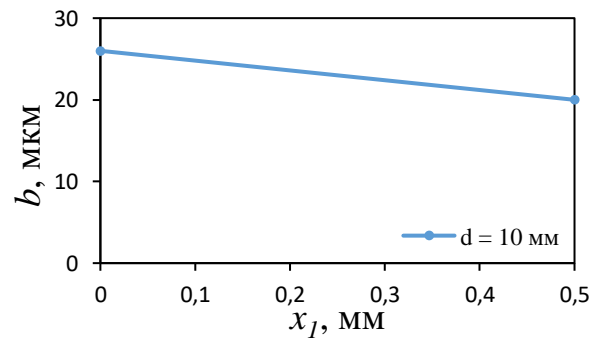
а)



б)



в)



г)



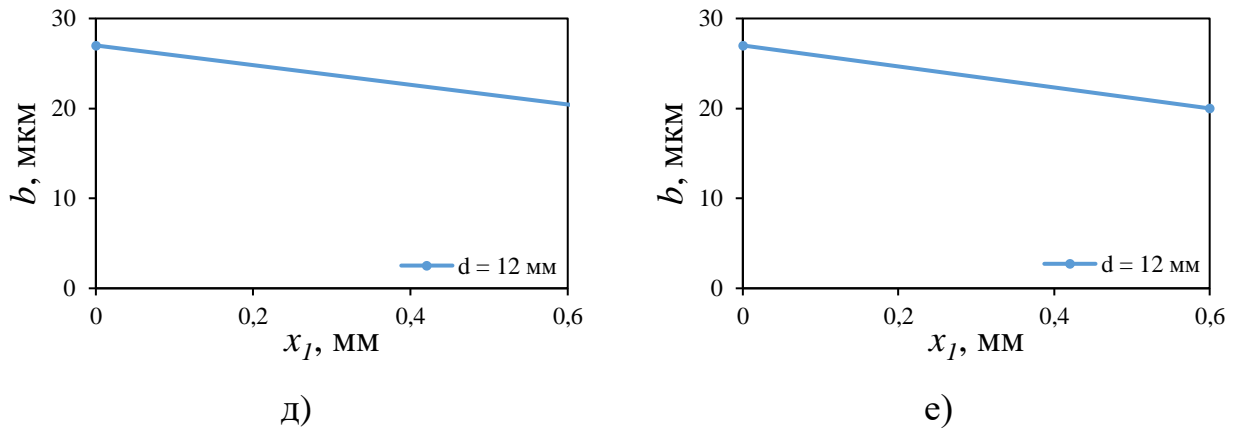


Рисунок 4.30. берегів надрізу (концентратора) після дорнування (а, б, в) з натягом  $i = 2,7\%$  (а)  $i = 2,4\%$  (б)  $i = 2,8\%$  (в) та комбінованого дорнування (г, д, е) за натягом  $i = 2\%$  (г),  $i = 2,1\%$  (д) та  $i = 2,4\%$  (е)

Видно, що після дорнування так комбінованого дорнування кількість циклів до затримки тріщини зростає із збільшенням діаметру (рис. 4.31) отвору відносного недеформованого зразка, це пояснюється зміцненням матеріалу пластини в околі отвору в пластичній зоні після дорнування та створенням залишкових стискувальних напружень, причому зона стискувальних напружень збільшується із збільшенням діаметру отвору пластини (рис. 3.27 – 3.29).

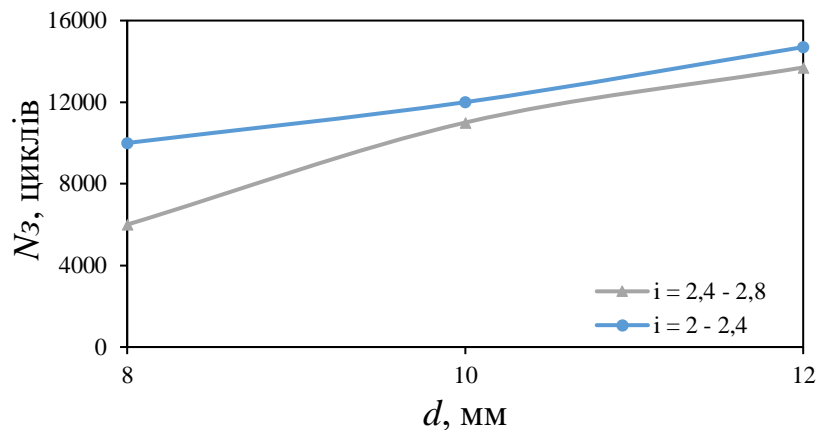


Рисунок 4.31. Залежність затримки росту втомної тріщини від вершини кутового надрізу від діаметру отвору різних способів дорнування

Критична довжина тріщини  $c_{cr}$  на поверхні зразка значно збільшується із збільшенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм після дорнування та комбінованого дорнування (рис. 4.32).

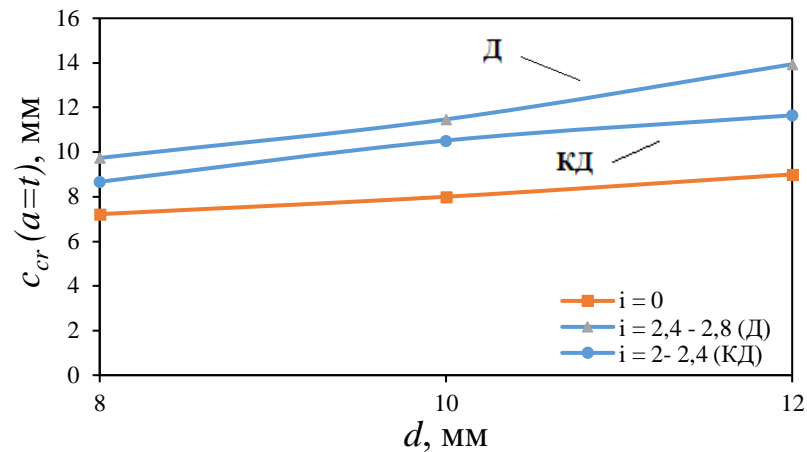


Рисунок 4.32. Залежність критичної довжини тріщини на поверхні зразка від діаметру отвору різних способів дорнування

#### 4.3. Вплив натягу дорнування і комбінованого дорнування пластин на залишкову довговічність елементів конструкцій

Порівнювали залишкову довговічність недеформованих зразків з отворами діаметром  $d = 8$  мм, 10 мм та 12 мм із довговічністю після дорнування та комбінованого дорнування. Зразки без дорнування та після дорнування описані у розділі 4.1, комбінованого дорнування описано у розділі 4.2.

На рис. 4.33 представлено залежність довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження у недеформованому зразку діаметром отвору 8 мм, після дорнування з натягом  $i = 2,7$  % та комбінованого дорнування  $i = 2$  %. Залишкова довговічність зразків з отворами після дорнування і комбінованого дорнування істотно зростає. На рис. 4.34 зображено залежність залишкової довговічності від початкової довжини тріщини  $a_0$  недеформованого зразка з отвором діаметром 8 мм та після дорнування з натягом  $i = 2,7$  % та комбінованого дорнування  $i = 2$  %. Залишкова довговічність для недеформованого зразка з початковою довжиною тріщини  $a_0 = 1$  мм становила  $N_r = 12500$  циклів, та збільшувалась до  $\overline{N_{rc}} = 77000$  циклів після дорнування з натягом  $i = 2,7$  %, а після комбінованого дорнування ( $i = 2$  %) до  $\overline{N_{rc}} = 82000$  циклів.

Вплив дорнування на залишкову довговічність визначали за формулою (4.2):

$$\overline{N}_{rc} = N_{rc}/N_r, \quad (4.2)$$

де  $\overline{N}_{rc}$ ,  $N_r$  – відповідно залишкова довговічність недеформованого зразка і після дорнування.

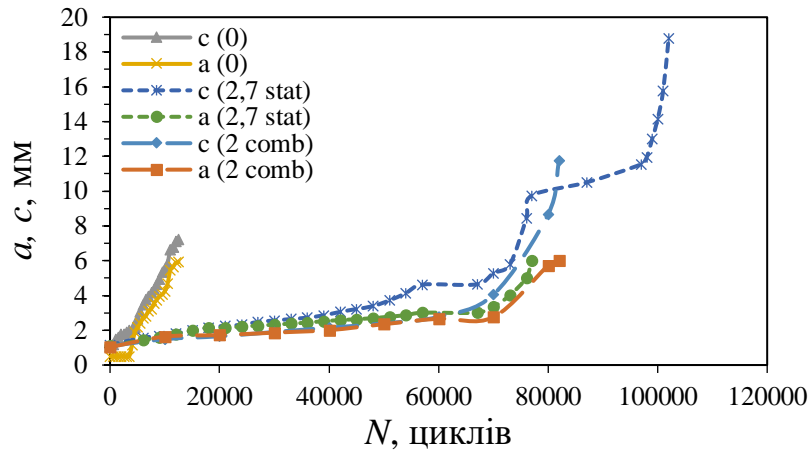


Рисунок 4.33. Залежність довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження в пластинах без дорнування ( $i = 0$ ) діаметром отвору  $d = 8$  мм, після дорнування ( $i = 2,7\%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2\%$ ).  $\Delta\sigma = 147$  МПа,  $R = 0,05$

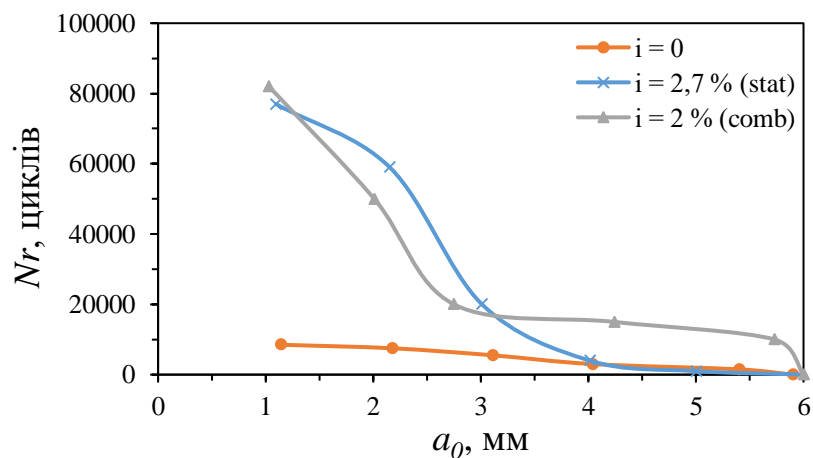


Рисунок 4.34. Залишкова довговічність ( $a_f = 6$  мм) недеформованого зразка ( $i = 0$ ) діаметром отвору 8 мм, після дорнування ( $i = 2,7\%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2\%$ ) відносно початкової довжини тріщини  $a_0$

Найбільший ефект дорнування на залишкову довговічність проявляється при значенні початкової довжини тріщини  $a_0 = 1$  мм (рис. 4.35). Залишкова довговічність при початковому значенні довжини тріщини  $a_0 = 1$  мм збільшується у 9,6 разів після комбінованого дорнування ( $i = 2\%$ ) та у 9 разів

після дорнування ( $i = 2,7 \%$ ). Відносна залишкова довговічність на відстані  $a_0 = 2$  мм відносна залишкова довговічність після методів дорнування буде однакова і дорівнює  $\overline{N}_{rc} = 7$ .

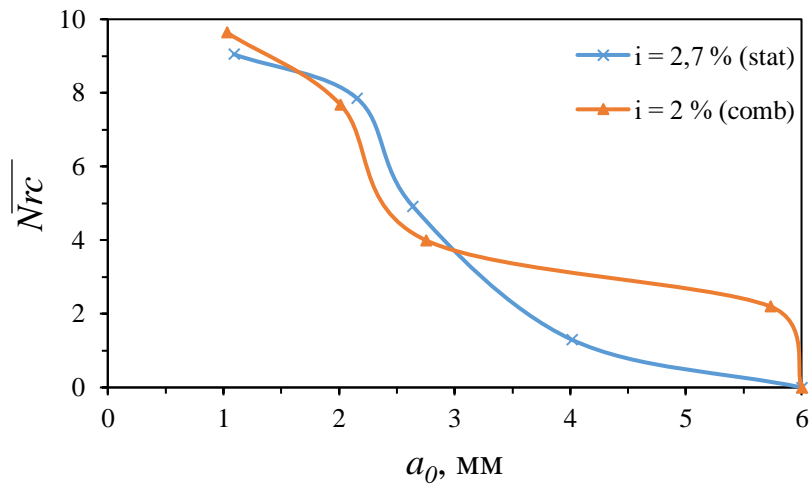


Рисунок 4.35. Залежність відносної залишкової довговічності зразка з отвором  $d = 8$  мм від початкової тріщини  $a_0$  після дорнування ( $i = 2,7 \%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2 \%$ )

На рис. 4.36 представлено залежність довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження у недеформованому зразку діаметром отвору  $d = 10$  мм, після дорнування ( $i = 2,4 \%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2,1 \%$ ).

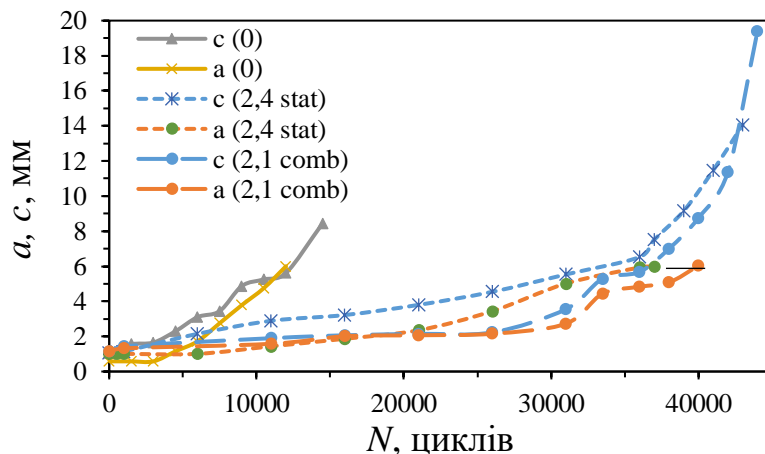


Рисунок 4.36. Залежність довжини тріщини в напрямку  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження в пластинах без дорнування ( $i = 0$ ) діаметром отвору  $d = 10$  мм, після дорнування ( $i = 2,4 \%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2,1 \%$ ).  $\Delta\sigma = 147$  МПа,  $R = 0,05$

На рис. 4.37 зображено залежність залишкової довговічності від початкової довжини тріщини  $a_0$  недеформованого зразка з отвором діаметром 10 мм після дорнування натягом  $i = 2,4 \%$  та комбінованого дорнування натягом  $i = 2,1 \%$ . Залишкова довговічність для недеформованого зразка з початковою довжиною тріщини  $a_0 = 1$  мм становила  $N_r = 7500$  циклів, та збільшувалась до  $\overline{N_{rc}} = 37000$  циклів після дорнування з натягом  $i = 2,4 \%$ , а після комбінованого дорнування з натягом  $i = 2,1 \%$  збільшувалась до  $\overline{N_{rc}} = 40000$  циклів.

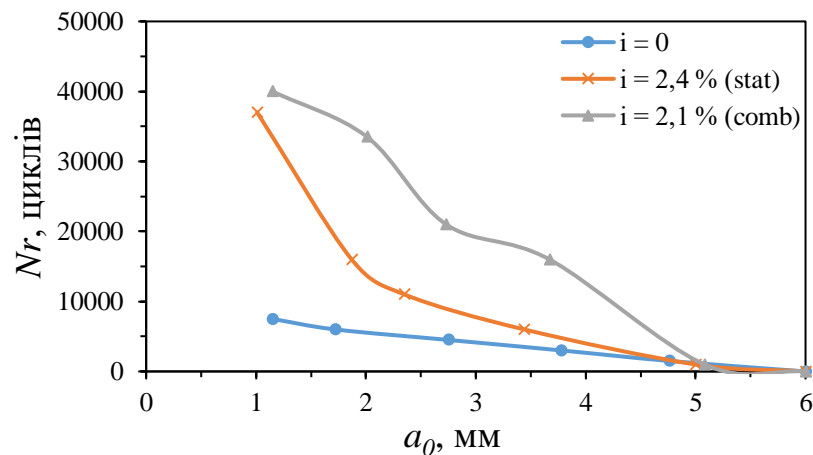


Рисунок 4.37. Залишкова довговічність ( $a_f = 6$  мм) недеформованого зразка ( $i = 0$ ) діаметром отвору 10 мм, після дорнування ( $i = 2,4 \%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2,1 \%$ ) відносно початкової довжини тріщини  $a_0$

На рис. 4.38 зображена залишкова довговічність після дорнування та комбінованого дорнування. Залишкова довговічність при початковому значенні довжини тріщини  $a_0 = 1$  мм збільшується у 5,3 раза після комбінованого дорнування ( $i = 2,1 \%$ ) та у 4,9 разів після дорнування ( $i = 2,4 \%$ ). Відносна залишкова довговічність зразків з початковою тріщиною довжиною  $a_0 = 2$  мм після комбінованого дорнування ( $i = 2,1 \%$ ) збільшується у 5,5 раза, а після дорнування ( $i = 2,4 \%$ ) у 2,6 раза.

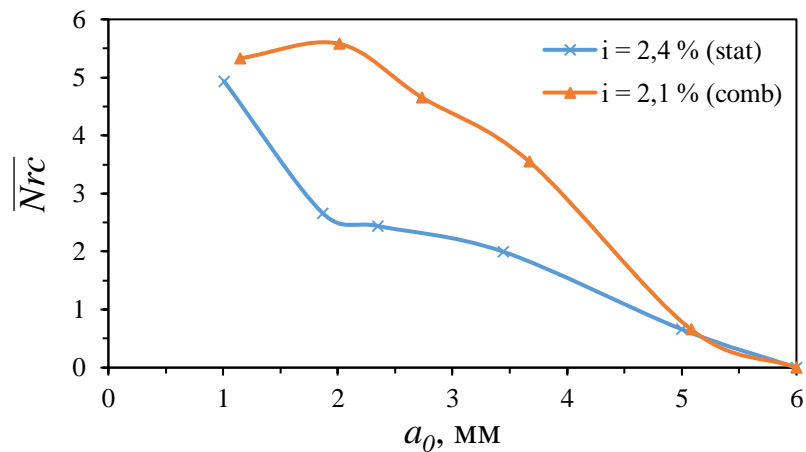


Рисунок 4.38. Залежність відносної залишкової довговічності зразка з отвором  $d = 10$  мм від початкової тріщини  $a_0$  після дорнування ( $i = 2,4\%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2,1\%$ )

На рис. 4.39 представлено залежності довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження у недеформованому зразку діаметром отвору  $d = 12$  мм, після дорнування ( $i = 2,8\%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2,4\%$ ).

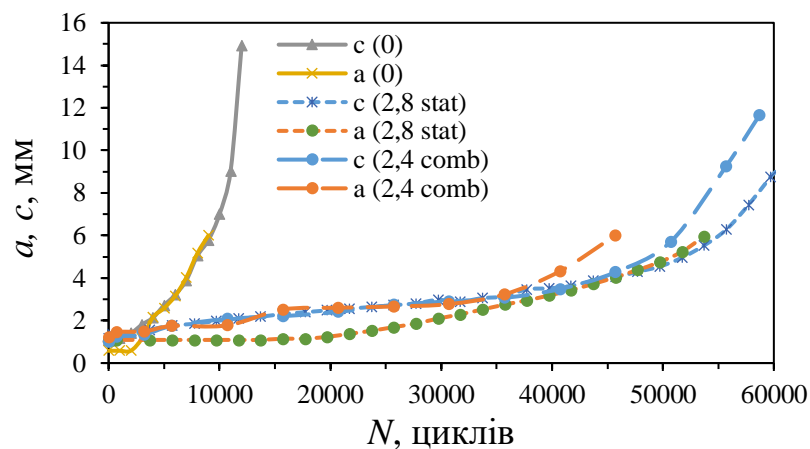


Рисунок 4.39. Залежність довжини тріщини  $c$  і  $a$  від кількості циклів навантаження в пластинах діаметром отвору 12 мм без дорнування ( $i = 0$ ), після дорнування ( $i = 2,8\%$ ) та комбінованого дорнування ( $i = 2,4\%$ ).  $\Delta\sigma = 147$  МПа,  $R = 0,05$

На рис. 4.40 зображено залишкова довговічність від початкової довжини тріщини  $a_0$  недеформованого зразка з отвором діаметром 12 мм та після дорнування з натягом  $i = 2,8\%$  та комбінованого дорнування  $i = 2,4\%$ . Залишкова

довговічність для недеформованого зразка ( $i = 0$ ) з початковою довжиною тріщини  $a_0 = 1$  мм становила  $N_r = 6000$  циклів, та збільшувалась до  $\overline{N}_{rc} = 38000$  циклів після дорнування з натягом ( $i = 2,8$  %), а після комбінованого дорнування ( $i = 2,4$  %) – до  $\overline{N}_{rc} = 55000$  циклів. На рис. 4.41 зображено відносна залишкова довговічність після дорнування та комбінованого дорнування. Відносна залишкова довговічність при початковому значенні довжини тріщини  $a_0 = 1$  мм збільшується у 9,2 раза після комбінованого дорнування ( $i = 2,4$  %) та у 6,33 разів після дорнування ( $i = 2,8$  %). Відносна залишкова довговічність при  $a_0 = 2$  мм після дорнування ( $i = 2,8$  %) збільшується у 5,2 разів, а після комбінованого дорнування ( $i = 2,4$  %) –  $\overline{N}_{rc} = 5,6$ .

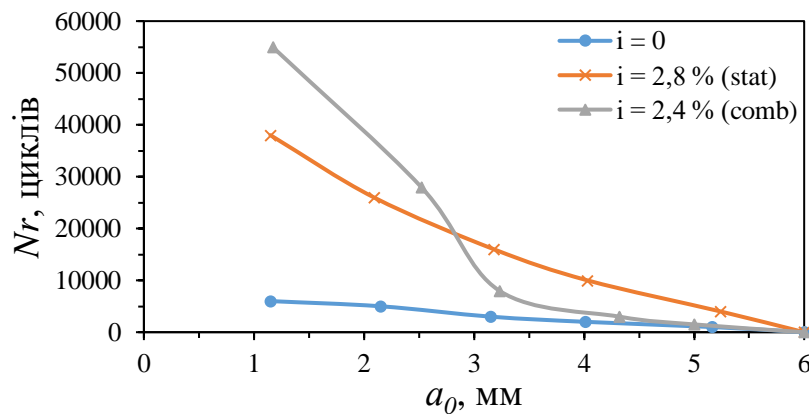


Рисунок 4.40. Залишкова довговічність ( $a_f = 6$  мм) недеформованого зразка ( $i = 0$ ) діаметром отвору  $d = 12$  мм, після дорнування ( $i = 2,8$  %) та комбінованого дорнування ( $i = 2,4$  %) відносної початкової довжини тріщини  $a_0$

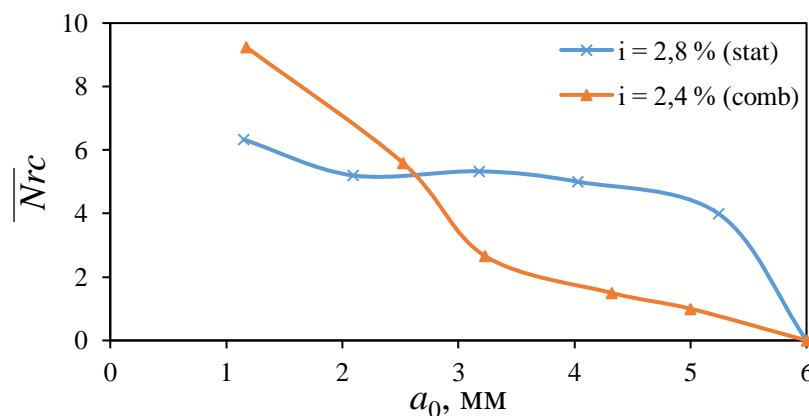


Рисунок 4.41. Залежність відносної залишкової довговічності зразка з отвором  $d = 12$  мм від початкової тріщини  $a_0$  після дорнування ( $i = 2,8$  %) та комбінованого дорнування ( $i = 2,4$  %)

Таким чином на основі проведених експериментальних досліджень, виявлено, що ефект зміцнення після комбінованого дорнування зростає порівняно із дорнуванням, що пов'язано із створенням більших залишкових стискувальних напружень в околі отвору пластини (табл. 3.7, 3.8). Очевидно, що при сумірних значеннях натягу дорнування підвищення залишкової довговічності після комбінованого дорнування буде значно більше порівняно із результатами, представленими на рис. 4.34 – 4.41.

#### 4.4. Висновки

1. Досліджено, що дорнування та комбіноване дорнування сповільнює ріст тріщини порівняно із зразками без зміцнення, причому цей ефект більший після комбінованого дорнування. Ефект комбінованого дорнування збільшується порівняно із дорнуванням з підвищенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм.

2. Виявлено, що залежність коефіцієнту форми тріщини  $a/c$  від кількості циклів навантаження і від довжини тріщини на поверхні отвору можна умовно розділити на три ділянки: зменшення  $a/c$ , збільшення і стабілізація. Зміна параметрів  $a/c$  кожної ділянки, а також їх тривалість залежать від діаметру зразка. Найменші значення коефіцієнту форми спостерігали для зразків з отворами діаметром 8 і 10 мм.

3. Швидкість РВТ на поверхні пластини  $dc/dN$  за діаметру отвору 8 мм і 12 мм стрімко спадає, що спричинено одноразовим перевантаженням після дорнування, а в подальшому, із збільшенням  $\Delta K$  після досягнення мінімального значення  $(dc/dN)_{min}$  швидкість РВТ стрімко зростає, з переходом у полого ділянку. При значенні  $\Delta K \geq 13 - 15 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$  швидкості РВТ вздовж поверхні отвору  $da/dN$  і  $dc/dN$  не залежать від діаметру отвору і можуть бути описані єдиною залежністю від  $\Delta K$ .

4. Виявлено основні закономірності впливу дорнування та комбінованого дорнування на залишкове розкриття берегів тріщини на поверхні пластини. Із збільшенням діаметру отвору за приблизно однакового значення



натягу дорнування  $i$  збільшується залишкове розкриття берегів тріщини. Залишкове розкриття берегів тріщини при сумірних значеннях  $i$  менше після комбінованого дорнування порівняно із дорнуванням.

5. Встановлено, що після дорнування і комбінованого дорнування кількість циклів затримки росту тріщини зростає із збільшенням діаметру отвору, це пояснюється зміцненням матеріалу в пластичній зоні після дорнування та створенням залишкових стискувальних напружень в околі отвору, зона дії яких збільшується із збільшенням діаметру отвору. Критична довжина тріщини на поверхні зразка, за якої тріщина стає наскрізною, значно збільшується із збільшенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм після дорнування та комбінованого дорнування.

6. Досліджено, що дорнування і комбіноване дорнування значно підвищує залишкову довговічність пластин із алюмінієвого сплаву Д16чТ порівняно із незміцненими зразками. Найбільший ефект підвищення залишкової довговічності у 9,6 разів ( $i = 2 \%$ ) спостерігали після комбінованого дорнування, та у 9 разів ( $i = 2,7 \%$ ) після дорнування за початкової довжини тріщини на поверхні отвору  $a_0 = 1$  мм.

## Загальні висновки

1. Розроблено методику дорнування та комбінованого дорнування пластин з отворами з алюмінієвого сплаву, з пошкодженнями у вигляді чвертькрової втомної тріщини з виходом на поверхню пластини, 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.

2. З використанням МСЕ виявлено основні закономірності впливу натягу дорнування і комбінованого дорнування на розподіл полів напружень та залишкових напружень в пластинах отворів різного діаметру. Комбіноване дорнування до 35 % підвищує залишкові напруження біля отворів порівняно із дорнуванням. За рахунок деформаційного зміцнення матеріалу максимальні стискувальні напруження для усіх діаметрів отворів (8 – 12 мм) виникають у середній ділянці пластини.

3. Виявлені основні закономірності впливу дорнування та комбінованого дорнування отворів із втомними пошкодженнями на залишкову довговічність та швидкість росту втомної тріщини. Із збільшенням діаметру отвору за однакового натягу дорнування залишкове розкриття тріщини після дорнування та комбінованого дорнування збільшується. Із збільшенням діаметру отвору за приблизно однакового натягу дорнування збільшується розкриття берегів тріщини, а при сумірних значеннях  $i$  буде меншим після комбінованого дорнування порівняно із дорнуванням.

4. Встановлено, що після дорнування і комбінованого дорнування кількість циклів затримки росту тріщини зростає із збільшенням діаметру отвору, це пояснюється зміцненням матеріалу в пластичній зоні після дорнування та створенням залишкових стискувальних напружень в околі отвору, зона дії яких збільшується із збільшенням діаметру отвору. Критична довжина тріщини на поверхні зразка, за якої тріщина стає наскрізною, значно

збільшується із збільшенням діаметру отвору від 8 мм до 12 мм після дорнування та комбінованого дорнування.

5. Виявлено, що швидкість розвитку втомної тріщини біля отвору після дорнування з натягом (2,4 – 2,8 %) 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. З підвищенням діаметру отвору (8 – 12 мм) загалом спостерігається зменшення приросту тріщини за однакової кількості циклів навантаження.

6. Встановлено, 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 ( $i = 2,7$  %) у 9 разів. Отже за меншого натягу при комбінованому дорнуванні отримано більшу відносну довговічність пластини із отвором однакового діаметру. Це вказує на створення більших стискувальних напружень в околі отвору пластин після комбінованого методу дорнування та більшу ефективність методу з точки зору підвищення ресурсу елементів конструкцій з концентратором напружень.

## Список використаних джерел

1. Fu Y. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: A review and prospect. *Chinese J. Aeronaut.* 2015. Vol. 28, No. 4. P. 961–973.
2. Рычик В. П., Литвиненко Е. А., Остапенко Н. Т. Исследование выносливости нижних панелей крыла с отверстиями для перетекания топлива. Тр. науч.-техн. конф. по выносливости и ресурсу авиационных конструкций. 1976. С. 100–103.
3. Пширков В. Ф., Робаковский Я. Н., Тарасов А. С. Технология выполнения высокоресурсных соединений. М.: ЦАГИ. 1980. 171 с.
4. Пширков В. Ф. Технология выполнения высокоресурсных соединений. Отраслевая библиотека «Технический прогресс и повышение квалификации». 1980. 170 с.
5. Гребеников А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций. Нац. аэрокосм, ун-т «ХАИ». 2006. 532 с.
6. Воробьев А. З., Олькин Б. И., Стебнев В. Н. Сопротивление усталости элементов конструкций. М.: Машиностроение. 1990. 240 с.
7. Timoshenko A., Pimanov V., Korobko E. Research of mandrelling process of technological holes in the aviation alloy D16chT. Вісник НТУУ «КПІ». Машинобудування: збірник наукових праць. 2015. Vol. 3, No. 75. P. 144–150.
8. Кудрявцев И. В. Упрочнение деталей поверхностным пластическим деформированием. Вестник машиностроения. 1977. (3). С. 32–36.
9. Рыковский Б. П., Зотов В. В., Гирш Р. И. Местное глубокое пластическое деформирование отверстий в деталях из сплавов В95 и ВТ20. Авиационная промышленность: науч.-техн. журнал. 1983. (1). С. 43–44.
10. Проскуряков Ю. Г., Романов В. Н., Исаев А. Н. Объемное дорнование отверстий. Машиностроение. 1984. 224 с.
11. Брондз Л. Д., Воронов В. Ф. Разработка технологии упрочнения крепежных отверстий дорнованием с большими натягами. Авиационная

- промышленность. 1979. С. 7–9.
12. Леонов Е. И. Пресс для дорнования отверстий. Авиационная промышленность: науч.-техн. журнал. 1986. (4). 42 с.
  13. Пекарш А. И., Тарасов Ю. М., Кривов Г. А. Современные технологии агрегатно-сборочного производства самолетов. Аграф-пресс. 2006. 304 с.
  14. Шахатуни Е. А., Любарец Ф. М. Увеличение выносливости самолетных конструкций путем обжатия вокруг отверстий цилиндрических поясов. Авиационная промышленность: науч.-техн. журнал. 1977. № 9. С. 12–13.
  15. Сердюк А. А., Крапивин С. П., Рейлман О. Технологические способы упрочнения отверстий местным глубоким пластическим деформированием. Авиационная промышленность. 1983. № 8. С. 8–11.
  16. Проскуряков Ю. Г. Дорнование отверстий. Машгиз. 1961. 192 с.
  17. Воробьев Ю. А., Воронько В. В., Омельченко К. В. Исследование технологического процесса дорнования отверстий авиационных конструкций. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2005. 48 с.
  18. Ворог В. А., Сорокин С. Я., Мишин В. И. Местное глубокое пластическое деформирование как средство повышения долговечности элементов конструкций. Авиационная промышленность. 1981. № 6. С. 5–12.
  19. Розенблат В. В., Коржавин Е. А., Дрогунов А. А. Упрочняющие методы обработки деталей. Авиационная промышленность. 1986. № 8. 5 с.
  20. Поспелов С. В., Якушкин И. А., Ерохин А. А. Упрочнение - важный резерв повышения ресурса и надежности самолетов. Авиационная промышленность. 1982. № 4. С. 3–5.
  21. Журавлев С. В., Овсепян Ф. А., Ротницкая Н. Я. Повышение усталостной долговечности образцов с одиночным отверстием за счет предварительной пластической деформации. Авиационная промышленность. 1988. № 5. С. 67–69.
  22. Леонтьев А. А. Экспериментальная оптимизация процесса дорнования отверстий. Авиационная промышленность: науч.-техн. журнал. 1981. (1). С. 34–35.

23. Yasnii P., Glado S., Skochylyas V. Formation of residual stresses in plates with functional holes after mandrelling. *Materials Science*. 2015. Vol. 50, No. 6. P. 877–881.
24. Gopalakrishna H., Narasimha Murthy H., Krishna M. Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy – An experimental study. *Engineering Failure Analysis*. 2010. Vol. 17, No. 2. P. 361–368.
25. Elajrami M., Melouk H. Effect of double cold expansion on the fatigue life of rivet hole. *International Journal of Mining, Metallurgy & Mechanical Engineering*. 2013. Vol. 1, No. 2. P. 111–113.
26. Pasta S., Mariotti G. Effect of residual stresses and their redistribution on the fatigue crack growth in cold-worked holes. *International Conference on CRACK PATHS*. 2009. P. 895–902.
27. Device and tool for cold expansion of fastener holes: пат. US8915114 B2 Yordan T., Dunchева G.; опубл 2014. P. 1–6.
28. Заруцкий А. В. Анализ остаточных напряжений после упрочнения отверстия методом барьерного обжатия. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. 2013. (60). С. 85–92.
29. Урбанский Ю. С., Беспалько В. Н., Федирко В. К. Усталостная прочность и долговечность упрочненных болтовых и заклепочных соединений из сплавов Д16Т и В95. *Авиационная промышленность*. 1973. 12 с.
30. Федирко В. К., Крапивин С. П., Беспалько В. Н. Местное пневмодинамическое упрочнение. *Авиационная промышленность*. 1975. № 10.
31. Кива Д. С., Кривов Г. А., Семенцов В. Ф., Гребеников А. Г. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий. Киев: КВИЦ. 2015. 188 с.
32. Горохов В. А. *Обработка деталей пластическим деформированием* – Киев. Киев: Техника. 1978. 192 с.

33. Кроха В.А. Упрочнение металлов при холодной пластической деформации: Справочник. Москва: Машиностроение. 1980. 157 с.
34. Одинцов Л.Г. Упрочнение и отделка деталей поверхностным пластическим деформированием: Справочник. Москва: Машиностроение. 1987. 327 с.
35. Шнейдер Ю.Г. Эксплуатационные свойства деталей с регулярным микрорельефом. СПб: СПбГИТМО(ТУ). 2001. 264 с.
36. Ясній П. В., Гладько С. В., Ясній В. П., Семенець О.І. Довговічність елементів крила транспортного літака із зміцненими функціональними отворами: Тернопіль: Вид-во ТНТУ. 2020. 127 с.
37. Laviolette J. Wing Spar Crack. Feedback. 2012. No. 2. P. 5–14.
38. Tajabadi M. Case Studies in Engineering Failure Analysis Metallurgical failure analysis of a cracked aluminum 7075 wing internal angle. Case Stud. Eng. Fail. Anal. Elsevier Ltd. 2016. Vol. 7. P. 9–16.
39. Burns S. Cracks in Airbus A380 Wings Put Pressure on EADS [Electronic resource]. 2012. No February.
40. Sandilands B. A380 wing cracks to cost € 105 million for interim fix. 2012. No. March 9.
41. Black D. Emirates to delay 'wing crack' modifications because of late A380s 32 delivery. Natl. 2017. No. May 19. P. 1–5.
42. Scott A., Hopher T. Boeing reports wing cracks on 787 Dreamliners in production. 2014.
43. Bachman J. Boeing Has a New 787 Dreamliner Headache With Wing Cracks. Bloomberg. 2014. No. March 8.
44. Born M. Concorde grounded after cracks are found in wing. Telegr. 2000. No. 24 July.
45. Seligman L. Crack Discovered on F-35C Test Plane Wing Spar. Def. News. 2015. No. November 16.
46. Ball D., Lowry D. R. Experimental investigation on the effects of cold expansion of fastener holes. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures. 1998. Vol. 21, No. 1. P. 17–34.

47. Warner J. J., Clark P. N., Hoepfner D. W. Cold expansion effects on cracked fastener holes under constant amplitude and spectrum loading in the 2024-T351 aluminum alloy. *Int. J. Fatigue*. 2014. Vol. 68. P. 209–216.
48. Elajrami M., Madani K. Effect of the cold expansion of rivet holes on the fatigue life. *Int. J. Mining, Metall. Mech. Eng.* 2013. Vol. 1, No. 2. P. 1–2.
49. Panaskar N. J. Combined Cold Expansion and Friction Stir Processing of Fastener Holes in Aluminum Alloy Al-2014-T6. *Trans. Indian Inst. Met.* 2017. Vol. 70, No. 1. P. 107–114.
50. Воронько В. В. Скоростное дорнования отверстий авиационных конструкций. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2009. (41). 213–226 с.
51. Воробьев Ю. А., Воронько В. В., Степаненк В. Н. Сравнительный анализ способов дорнования отверстий. Системи обробки інформації. 2007. № 5. С. 35–38.
52. Скворцов В. Ф., Арляпов А. Ю. Дорнование глубоких отверстий малого диаметра. Томск: Изд-во ТПУ. 2005. 92 с.
53. Степанова Т. Ю. Технологии поверхностного упрочнения деталей машин: Учебное пособие. Ивановский государственный химико–технологический университет. 2009. 64 с.
54. Vuxbaum O., Huth H. Expansion of cracked fastener holes as a measure for extension of lifetime to repair. *Eng. Fract. Mech. Pergamon*. 1987. Vol. 28, No. 5–6. С. 689–698.
55. Патент на корисну модель № 57288 “Спосіб зміцнення виробів з титанових сплавів шляхом дорнування отворів у них”: Г. О. Кривов, В. А. Матвієнко, В. А. Резніков, В. М. Шулепов; опубл 2011.
56. Кузьменко В. А., Васинюк И. М. Многоцикловая усталость при переменных амплитудах нагружения. – Киев.: Наук. думка. 1986. 264 с.
57. Сопротивление усталости. Основные термины, определения и обозначения ГОСТ 23207–78. – М.: Изд-во стандартов. 1981. 48 с.
58. Панасюк В. В. Механика разрушения и прочность материалов: Справ.



- пособие: Усталость и циклическая трещиностойкость конструкционных материалов. 1988. 436 с.
59. Irwin G. R. Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate. Trans. ASME J. of Appl. Mechanics. Vol. 24. P. 361–364.
60. A rational analytic theory of fatigue. The Trend in Engineering the University of Washington. 1961. Vol. 1, No. 13. P. 9–14.
61. Paris P., Erdogan F. A critical analysis of fatigue propagation laws. Trans. ASME. J. Basic. Eng. 1963. Vol. 85, No. 4. P. 528–534.
62. Романів О. М., З. Ю. В., Карпенко Г. В. Електронна фрактографія зміцнених сталей. – Київ: Наук. думка. 1974. 207 с.
63. Одинг И. А. Структурные признаки усталости металлов как средство установления причин аварий деталей машин. – М.: Изд-во АН СССР. 1949. 35 с.
64. Jacoby G. Fractographical methods in fatigue research. Exp. Mech. 1963. No. 5. P. 65–83.
65. Иванова В. С., Терентьев В. Ф. Природа усталости металлов. – М.: Metallургия. 1965. 456 с.
66. Elber W. Fatigue crack closure under cyclic tension. Eng. Fract. Mech. 1970. Vol. 2, No. 1. P. 37–45.
67. Forsyth P. J., Ryder D. A. Fatigue fracture: some results determined from the microscopic of crack surfaces. Eng. Aircraft. 1960. Vol. 32, No. 374. P. 96–99.
68. Broek D. Some contribution of elektron fractography to the theory of fracture. Int. Metallurg. Revs. 1974. Vol. 19. P. 135–182.
69. Романива О. Н. Стандартизация фрактографического метода оценки скорости усталостного разрушения металлов: Изд-во стандартов. 1984. 95 с.
70. Ботвина Л. Р., Лимарь Л. В., Лозовский В. Н. К вопросу об оценке длительности роста трещины по ширине усталостных бороздок. Стандартизация фрактографического метода оценки скорости усталостного разрушения металлов. – М.: Изд-во стандартов. 1984. (5). С. 38–54.
71. Романів О. Н., Зима Ю. В. Количественная микрофрактография усталостного

- разрушения металлов и сплавов. Стандартизация фрактографического метода оценки скорости усталостного разрушения металлов. – М.: Изд-во стандартов. 1984. (5). С. 6–30.
72. Когаев В. П., Лебединский С. Г. Развитие усталостных трещин в области перегрузки. Пробл. прочности. 1985. № 11. С. 35–41.
73. Злочевский А. Б., Шувалов А. Н. Факторы тормозящие рост усталостных трещин после перегрузок. Физ.-хим. механика материалов. 1985. № 2. С. 41–46.
74. Гладковский С. В. Сопротивление материалов деформированию и разрушению справ, пособие в 2-х т Киев: Наук. думка: 1994. 701 с.
75. Shuter D. M., Geary W. The influence of specimen thickness on fatigue crack growth retardation following an overload. *Int. J. of Fatigue*. – Elsevier. 1995. Vol. 17. P. 111–119.
76. Bray G. H. Fatigue crack retardation in PM aluminum alloys AA8022 and AA5091. Phd. Dissertation: University of Virginia. 1993. 165 p.
77. Панасюка В.В. Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій: В 3-х т. – Львів: Каменяр. 1999.
78. Tsukuda H., Ogiyama H., Shiraishi T. Transient fatigue crack growth behaviour following single overloads at high stress ratios. *Int. J. of Fatigue*. – Elsevier. 1997. Vol. 19. P. 726.
79. Sadananda K., Vasudevan A. K., Holtz R. L., Lee E. U. Analysis of overload effects and related phenomena. *Int. J. of Fatigue*: Elsevier. 1999. Vol. 21. P. 233–246.
80. Dabayeh A. A., Topper T. H. Changes in crack-opening stress after underloads and overloads in 2024-T351 aluminium alloy. *Int. J. of Fatigue*. – Elsevier. 1995. Vol. 17. P. 169–261.
81. Иванова В. С., Шанявский, А. А. Количественная фрактография. Усталостное разрушение: Челябинск: Металлургия, 1988. 400 с.
82. Ясній П., Пиндус Ю., Семенець О. Вплив перевантажування на поширення втомних тріщин за різних асиметрій циклу навантаження в сплаві Д16чТ. Вісник Тернопільського державного технічного університету. - Тернопіль:

- ТДТУ. 2001. № 4 (6). С. 5–12.
83. Taylor D., Staniaszek I., Knott J. F. When is a crack not a crack — Some data on the fatigue behavior of cracks and sharp notches. *Int. J. of Fatigue: Elsevier*. 1990. Vol. 12. P. 397–402.
  84. Suresh, S. Micromechanisms of fatigue crack growth retardation following overloads. *Mech., Eng. Fract.* 1983. Vol. 18. P. 577–593.
  85. Fleek N. A. Influence of stress state on crack growth retardation. Basic questions in fatigue. - Philadelphia(Pa): ASTM STP No. 924. 1988. P. 157–183.
  86. Newman J. C. A crack-closure model for predicting fatigue crack growth under Aircraft spectrum loading. *Methods and models for predicting fatigue crack growth under random loading*. – Philadelphia: ASTM STP No. 748. 1981. P. 53–84.
  87. Elber W. The significance of fatigue crack closure. *Damage tolerance in Aircraft structures*. – Philadelphia: ASTM STP No. 486. 1971. P. 230–242.
  88. Кунь П. С. Моделювання поведінки втомних тріщин при навантаженні зі змінною амплітудою. *Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій – Аналітичні методи в механіці руйнування матеріалів*. – Львів: Каменяр. 1999. (3). С. 104–108.
  89. Андрейкив А. Е., Дарчук А. М. Усталостное разрушение и долговечность конструкций. – Киев: Наук думка. 1992. 184 с.
  90. Панасюк В. В. Механика квазихрупкого разрушения материалов. – Киев: Наук. думка. 1991. 416 с.
  91. Budianski B., Hutchinson Y. W. Analysis of closure in fatigue crack growth. *J. Appl. Mech.* 1978. No. 45. P. 267–276.
  92. Schijve J. Observations on the prediction of fatigue crack growth propagation under variable-amplitude loading. *Fatigue crack growth under spectrum loads*. – Philadelphia: ASTM STP No. 924. 1976. P. 3–23.
  93. Lipzig V., Nowack H. Fatigue crack growth and residual strength of light metals under multi-level loading. – Institut für Werkstoff-Forschung. 1974.
  94. Schaper M., Böhm A. On fatigue crack closure in steels of different microstructure

- and strength level. Structural integrity: experiments, models and applications. – Proceedings of the 10th Biennial European Conference on Fracture – ECF 10. 1994. Vol. 2. P. 1451–1460.
95. Sunder R. A regression model of fatigue crack propagation under flight simulation loading. Eng. Fract. Mech. 1979. Vol. 12. P. 147–154.
96. Chang J. B., Stolpestad J. H. Improved methods for predicting spectrum loading effects. – Phase I Report. – AFFDL-TR-79-3036. 1978. Vol. 2.
97. Gallagher J. P. A generalized development of yield-zone models. AFFDL-TM-74-28-FBR. 1974.
98. Wheeler O. E. Spectrum loading and crack growth. Journal of basic engineering. – ASME. 1972. P. 181–186.
99. Пригоровский Н. И. Определение полей деформаций и напряжений. – М: Машиностроение. 1983. 248 с.
100. Писаренко Г. С., Можаровский Н. С., Антипов Е. А. Пластичность и прочность материалов при нестационарных нагружениях. – Киев: Наук. думка. 1984. 216 с.
101. Qiang P. Damping Properties of Shape Memory Alloys. Metal. 2008. Vol. 5. P. 13–15.
102. US5265456A. Method of cold working holes using a shape memory alloy tool: Kennedy, James R., Larson, та ін.; опубл 06.1992.
103. Moaveni S. Finite element analysis. Theory and application with ANSYS. Saeed Moaveni. - New Jersey. 1999. 527 p.
104. Peter K. ANSYS, Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition. - Canonsburg: Inc ANSYS, Inc. Southpoint 275 Technology. 2001. 2352 p.
105. Морозов Е. М., Муйземнек А. Ю., Ш. А. С. ANSYS в руках инженера: Механика разрушения. М. - Ленанд. 2008. 456 с.
106. Дащенко А. Ф., Лазарева Д. В., Сурьянинов Н. Г. Ansys в задачах инженерной механики. Одесса: Астропринт. 2007. 488 с.
107. Бруйка В. А. Инженерный анализ в Ansys Workbench: Учеб. пособ. Самар. гос. тех. ун-т. 2010. 271 с.

108. Giurgiutiu V., Zagrai A. The Use of Smart Materials Technologies in Radiation Environment and Nuclear Industry. Proceedings of SPIE Symposium on Smart Structures and Materials : Smart Structures and Integrated Systems. 2000. Vol. 3985, No. March. P. 855–866.
109. Hartl D. J. Standardization of shape memory alloy test methods toward certification of aerospace applications, Smart Mater. Smart Mater. Struct. 2015. Vol. 24, No. 8. 6 p.
110. Mohd J. J. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities. Mater. Des. Elsevier. 2014. Vol. 56. P. 1078–1113.
111. Bucht A. Industrial Applications of Shape Memory Alloys Potentials and Limitations Innovative Small Drives and Micro-Motor Systems. GMM, ETG Symposium. 2013. P. 1–6.
112. ANSYS 12.1 Help. ANSYS 12.1 Help. Canonsburg, Pennsylvania.
113. Divringi K., Ozcan C. Advanced Shape Memory Alloy Material Models for ANSYS. Ozen Engineering Inc. Vol. 94085, No. 408.
114. Auricchio F., Conti M., Morganti S., Reali A. Shape Memory Alloys: Material Modeling and Device Finite Element Simulations: IUTAM Symposium on Multiscale Modelling of Fatigue, Damage and Fracture in Smart Materials. 2011.
115. Kumar P. K., Lagoudas D. C. Shape Memory Alloys. 2008. Vol. 1.
116. Auricchio F., Petrini L. Improvements and algorithmical considerations on a recent three-dimensional model describing stress-induced solid phase transformations. Int. J. Numer. Methods Eng. 2002. Vol. 55, No. 11. P. 1255–1284.
117. Armattoo K. M. Modeling of latent heat effects on phase transformation in shape memory alloy thin structures. 2016. P. 1–12.
118. Zhang Y., Fitzpatrick M., Edwards L. Analysis of the residual stress around a cold-expanded fastener hole in a finite plate. Strain. 2005. Vol. 41, No. 2. P. 59–70.
119. Yasniy P., Glado S., Iasnii V. Lifetime of aircraft alloy plates with cold expanded holes. International Journal of Fatigue. 2017. Vol. 104. P. 112–119.
120. Zhang Y., Fitzpatrick M., Edwards L. Measurement of the residual stresses around

- a cold expanded hole in an EN8 steel plate using the contour method: Materials science forum, Trans Tech. Publ. P. 527–534.
121. Kawdi, Basavaraj, Shanmukh. Cold Hole Expansion Process for Stress Analysis and Evaluation of Fatigue Properties. Journal of Mechanical and Civil Engineering. 2009. No. 2. P. 21–27.
  122. Nadri B., Edwards L., Fitzpatrick M., Lodini A. Measurement of residual stresses following overloading of cold expanded holes using the X-ray diffraction technique and finite element method. 2004. P. 1–11.
  123. Lacarac V., Smith D., Pavier M. The effect of cold expansion on fatigue crack growth from open holes at room and high temperature. International Journal of Fatigue. 2001. Vol. 23. P. 161–170.
  124. Тимошенко А., Пиманов В., Бабак А., Коробко Е. Исследование процесса дорнования отверстий в листовых заготовках из алюминиевого сплава Д16чТ. Вісник НТУУ «КПІ». Машинобудування : збірник наукових праць. 2015. № 3 (75). С. 144–150.
  125. ASTM E 647-00. E 647 – 00 Standard. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. 2001. Vol. 3. P. 43.
  126. Інструмент із сплаву з пам'яттю форми для зміцнення отворів в пластинах Пат. 132422 Україна МПК В24В 39/00; бюл. № 4: Ясній П. В., Дивдик О.В., Ясній П.В.; опубл 2019.
  127. Інструмент із сплаву з пам'яттю форми для зміцнення отворів в пластинах Пат. 135429 Україна В24В 39/00; Бюл. № 12.: Україна. Ясній П. В., Дивдик О. В., Ясній П. В.; опубл 2019.
  128. Спосіб холодного зміцнення отворів Пат. 144432 Україна МПК В23Р 9/00 бюл. № 18: Ясній П. В. , Дивдик О. В., Ясній В. П; опубл 2020.
  129. Ясній П. В., Пиндус Ю. І. Міцність і довговічність елементів конструкцій за змінної амплітуди навантаження: 2013. 173 с.
  130. Newman J. C. Stress-intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies subjected to tension and bending loads / Hampton: 1984.
  131. Ясній В., Юнга Р. Фазові перетворення та механічні властивості сплаву

- нітинол з пам'яттю форми. Фізико-хімічна механіка матеріалів. 2018. № 3. С. 107–111.
132. Дивдик О. В. Моделювання поведінки сплавів з пам'яттю форми методом скінченних елементів. Збірник тез доповідей V міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“, 17-18 листопада 2016 року — Т. : ТНТУ, 2016 — Том I. 2016. С. 189.
133. Дивдик О. В. Моделювання вигину сплавів із пам'яттю форми. Збірник тез доповідей VI міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“, 16-17 листопада 2017 року. — Т. : ТНТУ, 2017. — Том I. С. 92–93.
134. Дивдик О. В. Моделювання поведінки сплавів з пам'яттю форми методом скінченних елементів. Матеріали XX наукової конференції ТНТУ ім. І. Пулюя, 17-18 травня 2017 року. — Т. : ТНТУ, 2017. С. 141.
135. Ясній В. П., Дивдик О. В. Моделювання МСЕ механічної поведінки сплавів з пам'яттю форми. Праці конференції „Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування“, 19-22 вересня 2017 року. — Т. : ТНТУ, 2017. С. 60–62.
136. Ясній П. В., Дивдик О. В., Ясній В. П. Моделювання методом скінчених елементів механічної поведінки сплавів з пам'яттю форми. Вісник Тернопільського національного технічного університету. 2018. № 91 (3). С. 7–15.
137. Дивдик О. В., Ясній В. П., Цимбалюк Л. І., Луцик Н. С. Моделювання псевдопружної поведінки сплавів із пам'яттю форми за статичного навантаження розтягом. Матеріали міжнародної науково-технічної конференції „Фундаментальні та прикладні проблеми сучасних технологій“ до 100 річчя з дня заснування НАН України та на вшанування пам'яті Івана Пулюя (100 річчя з дня смерті), 22-24 травня 2018. — Т. : ТНТУ, 2018. С. 180–181.
138. Дивдик О. В., Луцик Н. С. Моделювання ефекту пам'яті форми методом

- скінченних елементів. Збірник тез доповідей VII міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“, 28-29 листопада 2018 року. — Т. : ТНТУ, 2018. — Том 1. С. 25–26.
139. Дивдик О. В., Ясній П. В. Чисельне математичне моделювання холодного пластичного деформування отворів із сплаву з пам'яттю форми. Праці VI міжнародної науково-технічної конференції „Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування“, 24-27 вересня 2019 р. — Т. : ТНТУ, 2019. С. 98–101.
140. Дивдик О. В. Пластичне деформування отворів інструментом із Ni-Ti сплаву. Збірник тез доповідей VIII міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“, 27-28 листопада 2019 року. — Т. : ТНТУ, 2019. — Том 1. С. 22.
141. Дивдик О. В. Моделювання ефекту пам'яті форми методом скінченних елементів. Матеріали II міжнародної студентської науково-технічної конференції „Природничі та гуманітарні науки. Актуальні питання“, 25-26 квітня 2019. — Т. : ТНТУ, 2019. С. 156–157.
142. 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 (Tern.)*. 2020. Vol. 98, No. 2. P. 5–13.
143. 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*. 2020. № 56 (2) С. 46–51.
144. Ясній П. В. Пластично деформовані матеріали: втома і тріщинотривкість / Львів: Світ, 1998. 292 с.
145. Ясній П. В., Пиндус Ю. І., Ясній О. П. Міцність і довговічність елементів конструкцій за змінної амплітуди навантаження: монографія. Тернопіль : Вид-во ТНТУ імені Івана Пулюя, 2013. – 173 с.



## Додаток А. акт впровадження

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО  
**АНТОНОВ**<sup>®</sup>

вул. Академіка Туполева, 1, м.Київ,  
03062 Україна  
Факс: 38(044) 454-79-66  
Тел: 38(044) 454-31-49  
E-mail: [info@antonov.com](mailto:info@antonov.com)  
Код ЄДРПОУ 14307529



COMPANY  
**ANTONOV**<sup>®</sup>

вул. Akademika Tupoleva, 1, Kyiv,  
03062 Ukraine  
Fax: 38(044) 454-79-66  
Phone: 38(044) 454-31-49  
E-mail: [info@antonov.com](mailto:info@antonov.com)

20.10.2020 701/8957-20  
ДП "АНТОНОВ"



Ректору  
Тернопільського національного  
технічного університету і  
мені Івана Пулюя

Яснію П.В.

Про результати науково-дослідної роботи

46001 Тернопіль, вул. Руська, 56

Результати науково-дослідної роботи ДІ 231-18 "Методологія оцінювання довговічності і продовження ресурсу елементів авіаційних конструкцій з експлуатаційними пошкодженнями біля кріпильних отворів № 0118U003479), що виконана в Тернопільському національному технічному університеті ім. І. Пулюя 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 конструкції.

Головний конструктор з міцності  
ДП «АНТОНОВ»

Виконавець: Богдан Н.М.  
Тел. 454-79-80

О.І. Семенець

172899/2

Виконавець \_\_\_\_\_ тел. \_\_\_\_\_  
Executor \_\_\_\_\_ phone \_\_\_\_\_

172899/1

012660 \* ЛД