

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**КРАСНОПОЛЬСЬКИЙ ВОЛОДИМИР СЕРГІЙОВИЧ**

УДК 629.735.023.8:621.643.411:620.19:519.216.3(043.5)

**ДИСЕРТАЦІЯ  
ПРОГНОЗУВАННЯ ГРАНИЧНОГО СТАНУ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ  
АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ ВТОМНОМУ  
БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ПОШКОДЖЕННІ**

Спеціальність 05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування  
літальних апаратів

Галузь знань 13 – механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

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

\_\_\_\_\_ В.С. Краснопольський

Науковий керівник  
Ігнатович Сергій Ромуальдович  
доктор технічних наук, професор

## АНОТАЦІЯ

Краснопольський В.С. Прогнозування граничного стану заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при втомному багатоосередковому пошкодженні. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів». – Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Проектування сучасних авіаційних конструкцій з огляду на питання економічної ефективності та доцільності відбувається відповідно до прийнятої концепції допустимості пошкодження. Ключовою особливістю даного підходу є експлуатація конструкції максимально можливий термін поки деградація властивостей матеріалу не загрожує безпеці по умовам міцності. Така концепція окрім позитивних економічних ефектів також підвищує надійність конструкції та зменшує кількість відмов, однак її практичне впровадження стикається з рядом проблем. Однією з них є необхідність прогнозування виникнення та розвитку втомних пошкоджень в конструкції літака. Розвиток втомних тріщин в матеріалі є наслідком накопичення та об'єднання дефектів протягом експлуатації під впливом циклічної дії широкого спектру пошкоджуючих факторів. Цілком очевидно, що чим довше експлуатується літак, тим більше накопичених пошкоджень буде в елементах його конструкції і тим більшою буде імовірність виникнення відмови. Необхідність завчасно спрогнозувати таку подію, а також призначити економічно обґрунтовану програму періодичних інспекцій та технічного обслуговування конструкції літака породжує проблему так званого старіючого парку літаків.

Старіючий парк – це літаки, які знаходяться в експлуатації тривалий час і вже відпрацювали, або скоро відпрацюють свій проектний ресурс. Для них актуальним є питання про можливість продовження експлуатації, однак прийняти таке рішення можна лише на основі інспекцій їх конструкції. Дані таких інспекцій, зібрані по літакам старіючого парку в переважній більшості

випадків показують наявність множинних втомних тріщин конструкції, що є класичним проявом багатоосередкового пошкодження. Саме цей вид пошкодження є основною загрозою льотної придатності старіючих літаків.

Відповідно до визначення в нормативних документах, багатоосередкове пошкодження – це такий стан пошкодженої конструкції, при якому в одному конструктивному елементі наявні множинні втомні тріщини, які одночасно ростуть, розвиваються і можуть взаємодіяти, що може призвести до зниження залишкової міцності такої конструкції нижче припустимого рівня. Основним місцем локалізації даного виду пошкодження є заклепкові з'єднання крила і фюзеляжу через велику кількість концентраторів напруження, розташованих у ряд. Оскільки відстань між сусідніми отворами під заклепку в таких з'єднаннях відносно мала навіть невеликий розмір наявних тріщин може призвести до їх об'єднання та руйнування заклепкового шва, що загрожує руйнуванням конструкції в цілому. Тому продовження льотної придатності в такому випадку повністю залежить від періодичних оглядів і додаткових інспекцій, що проводяться для прогнозування ресурсу в рамках концепції допустимості пошкодження. Однак, найбільш ефективно застосування даної концепції можливе лише при наявності адекватного математичного опису втомного багатоосередкового пошкодження. Проте, через дію великої кількості випадкових факторів та значне число отворів під заклепку в конструкціях сучасних літаків зробити це можливо лише застосовуючи імовірнісний підхід до моделювання процесів розвитку втомних тріщин.

В сучасній практиці для вирішення даної задачі найчастіше використовується математичне моделювання за допомогою чисельного методу Монте-Карло. Однак, незважаючи широкий спектр статистичних та часових характеристик пошкоженості, які можна отримати даним методом, результати застосування цього підходу істотно залежать від точності застосованих математичних моделей і завжди обмежені набором параметрів, заданих перед початком моделювання, що не відображає вплив на процес розвитку дефектів

основних факторів, таких як випадковий характер зародження та росту втомних тріщин і можливість їх об'єднання.

Тому в даній роботі запропоновано новий метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань, заснований на імовірнісній моделі багатоосередкового пошкодження. Дана модель використовує аналітичні закономірності розвитку тріщин з врахуванням випадкового їх зародження та швидкості росту. Вона включає в себе три ключових елемента, а саме: функцію розподілу напрацювання до появи тріщини початкової довжини, модель стохастичності довжин тріщин при фіксованому напрацюванні та розрахунок імовірності об'єднання зустрічних тріщин у певний момент часу. В роботі отримано всі зазначені моделі та на їх основі запропоновано метод прогнозування ресурсу заклепкових з'єднань, який враховує особливості навантаження конкретної конструкції.

Для перевірки працездатності розробленого методу проведені втомні випробування модельних зразків з багатьма концентраторами напруження для моделювання багатоосередкового пошкодження, в процесі яких для більшої достовірності експерименту та досягнення кращої повторюваності результатів застосовувались методики отримання експериментальних даних по зародженню та розвитку втомних тріщин без зупинки випробувань.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у тому, що: *вперше* теоретично та експериментально підтверджено, що імовірнісний розподіл довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні відповідає закону Парето, на основі цього розроблена нова математична модель формування стохастичності розмірів втомних тріщин з врахуванням випадковості їх утворення та росту; *вперше* отримано імовірнісну модель об'єднання зустрічних втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні з врахуванням що довжина цих тріщин підпорядковується розподілу Парето; *вперше* розроблена математична модель багатоосередкового пошкодження і на її основі запропоновано метод прогнозування ресурсу та визначення надійності

заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

Практичне значення результатів роботи полягає у тому, що автором отримано аналітичні залежності для функції розподілу ресурсу, визначення імовірності настання граничного стану та імовірності безвідмовної роботи заклепкового з'єднання; розроблено метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні, що дозволить попереджати відмови конструкції та призначати економічно обґрунтовану періодичність інспекцій; запропоновано та апробовано методики проведення експериментальних досліджень багатоосередкового пошкодження та вимірювання довжини втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами, які дозволяють отримувати дані досліджень одночасно по багатьом тріщинам не припиняючи випробувань, що підвищує їх точність.

Результати наукових досліджень дисертаційної роботи впроваджені до навчального процесу в якості методичного забезпечення навчальної дисципліни «Ресурс та довговічність авіаційної техніки» при підготовці фахівців за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», освітньо-професійна програма «Обладнання повітряних суден» у Національному авіаційному університеті.

Основні практичні результати роботи впроваджено на ДП «АНТОНОВ» у виробництві літаків транспортної категорії для підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання та визначення їх надійності і несучої здатності.

За результатами проведених досліджень опубліковано 17 наукових праць, серед них 4 статті у фахових наукових журналах, 2 у виданнях, що входять в міжнародну наукометричну базу Scopus, 10 публікацій матеріалів доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях і 1 свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір.

*Ключові слова:* багатоосередкове пошкодження, заклепкове з'єднання, граничний стан, прогнозування ресурсу, імовірнісна модель, імовірнісний розподіл, об'єднання втомних тріщин.

## SUMMARY

Krasnopol'skii V.S. Boundary state prediction of aviation structures riveted joints in case of multiple site damage. – Manuscript qualification scientific work.

Thesis for the degree of candidate of technical sciences in specialty 05.07.02 "Design, manufacture and testing of aircraft". – National Aviation University, Kyiv, 2020.

The design of modern aviation structures is performed according accepted damage tolerance concept to achieve high cost-effectiveness performance. A key feature of this approach is operation of structure for the longest possible time until degradation of material properties will not threat the safety according strength requirements. This concept, in addition to positive economic effects, also improves the reliability of structure and reduces the number of failures, but its practical implementation faces a number of problems. One of them is prediction of initiation and development of fatigue damage in aircraft structure. The growth of fatigue cracks in the material is the result of defects accumulation and coalescence during operation under the influence of cyclic action of a wide range of damaging factors. It is quite obvious that the longer an aircraft is in operation, the more damage will accumulate its structure and the greater will be probability of failure. The necessity to predict such event, as well as to set up a cost-effective program of periodic inspections and maintenance of aircraft design, creates the problem of the so-called aging fleet.

An aging fleet consists of aircrafts that have been in operation for a long time and have already exhausted their design resource. The question about possibility of further operation for such airplanes is urgent, but such a decision can be made only on the basis of inspections of its structure. The data of such inspections collected on aging fleet aircrafts, in most cases show the presence of multiple fatigue cracks in

structural elements, which is a classic representation of multiple site damage. Especially this type of damage is a major threat to the airworthiness of aging aircraft.

According to the definition in regulatory documents, multiple site damage is a condition of the damaged structure which is characterized by the simultaneous presence of growing and cooperating fatigue cracks in the same structural element that can lead to a decrease in the residual strength of the structure below the allowable level. The main location of this type of damage is the wing and fuselage riveted joints due to large number of stress concentrators arranged in a row. Due to the relatively small distance between the adjacent rivet holes, even the small size of fatigue cracks can lead to their joining and destruction of the riveted joint that threatens to destroy all the structure. Therefore, the decision about extension of airworthiness in this case is entirely dependent on periodical and additional inspections conducted to predict the service life in terms of damage tolerance concept. However, the most effective application of this concept is possible only if there is an adequate mathematical description of the multiple site damage. Due to the large number of random factors and rivet holes in the design of modern aircrafts, it can be done only by applying a probabilistic approach to fatigue crack growth modeling.

In modern practice, mathematical modeling using the Monte Carlo numerical method is used most often to solve this problem. However, despite the wide variety of statistical and time characteristics of damage that can be obtained by this method, the results of this approach depend significantly on the accuracy of the used mathematical models and are always limited by a set of parameters given before the simulation, which does not reflect the impact of main factors on the development of defects, such as the random nature of fatigue crack initiation and growth and the possibility of their coalescence.

Therefore, this paper proposes a new method for life prediction and reliability determination of riveted joints based on the probabilistic model of multiple site damage. This model uses the analytical dependencies of the crack propagation, taking into account their random initiation and growth rate. It includes three key elements:

the function of the time distribution before the occurrence of a crack with initial length, the stochastic model of the crack length at a fixed time, and calculation of coalescence probability for counter cracks at a specific time. In the work, all the mentioned models were developed and based on it proposed the method for service life prediction of the riveted joints that takes into account the load of particular structure.

To test the efficiency of the developed method, it was carried out fatigue tests of model specimens with many stress concentrators to simulate multiple site damage in which the methods of experimental data obtaining on the initiation and propagation of fatigue cracks were used for greater reliability of the results. During the test special techniques to obtain experimental data on the initiation and propagation of fatigue cracks without stopping the test were used to increase the reliability of the data and to achieve better repeatability of the results.

The main scientific results are: it is theoretically and experimentally confirmed that the probabilistic distribution of the fatigue cracks length in case of multiple site damage is in accordance with the Pareto's law and based on this, a new mathematical model of the stochastic nature of fatigue cracks length formation was developed, taking into account their random initiation and growth; a probabilistic model of counter fatigue cracks coalescence is developed with the assumption that the length of these cracks conforms to the Pareto's distribution; the mathematical model of multiple site damage has been developed and based on it the method for life prediction and reliability determination of aviation structures riveted joints for multiple site damage is proposed.

The practical significance of the work is the author have obtained analytical dependencies of the resource distribution function, determination of the boundary state probability and probability of riveted joint failure-free operation; the method for the service life prediction and reliability determination of aircraft structure riveted joints in case of multiple site damage has been developed, that allow to prevent the failure of the structure and set a cost-effective inspection period; method for experimental studies of multiple site damage and measuring the length of fatigue



cracks in specimens with many concentrators is proposed and tested, that allow to obtain the data of experiments simultaneously on many cracks without stopping the tests, thus increases their accuracy.

The results of the scientific research of the thesis are implemented into the educational process as a methodological support for the discipline "Dynamics and lifetime of aviation structures" for training of specialists on specialty 134 "Aviation and space rocket technology", educational professional program "Aircraft equipment" in National Aviation University.

The main practical results of the work were implemented at ANTONOV Company in the production of transport aircrafts to improve the accuracy of prediction the fatigue cracks initiation and propagation in panels with riveted joints and determine their reliability and load bearing capacity.

*Key words:* multiple site damage, riveted joint, boundary state, service life prediction, probabilistic model, probabilistic distribution, coalescence of fatigue cracks.

Основні результати дисертаційних досліджень представлені у 17 публікаціях.

*Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати роботи:*

1. Краснопольский В.С. Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Н.И. Бурау, В.С. Краснопольский // Вісник Тернопільського Національного технічного університету: спеціальний випуск, 2011. – ч. 2. – с. 136-143.

2. Краснопольський В.С. Ймовірнісний розподіл довжин втомних тріщин у заклепкових з'єднаннях літака / С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський // Фізико-хімічна механіка матеріалів, 2013. – Том 49, № 2. – с. 109-116.

3. Краснопольский В.С. Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский,

Е.В. Каран // Вестник двигателестроения. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2013. – № 2. – сс. 261-264.

4. Krasnopol'skii V.S. Probability Distribution of the Lengths of Fatigue Cracks in Riveted Joints of an Aircraft / S.R. Ignatovich, E.V. Karan, V.S. Krasnopol'skii // Materials Science, 2014. – Vol. 49, No. 2. – pp. 257-263.

5. Краснопольский В.С. Вероятностное распределение длины трещин при множественном разрушении / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский // Проблемы прочности, 2017. – № 6. – с. 31-43.

6. Krasnopol'skii V.S. Probabilistic distribution of crack length in the case of multiple fracture / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopol'skii // Strength of Materials, 2017. – Vol. 49, N 6. – pp. 760-768.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

7. Краснопольський В.С. Надійність заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому втомному пошкодженні (MSD) / С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський, Л.А. Хумарян // Матеріали XI Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2013», – Т.3. – К.: НАУ, 2013. – с. 20.25-20.28.

8. Краснопольский В.С. Прогнозирование предельного состояния при многоочаговом повреждении (MSD) заклепочных соединений авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран, // Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций», 28-31 мая, 2013. – Киев: Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАНУ, 2013. – с. 121-123.

9. Краснопольський В.С. Утворення та розповсюдження втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, С.Р. Ігнатович, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», ТНТУ ім. Івана Пулюя. – Т.: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя, 2015. – с. 102-105.

10. Краснопольський В.С. Імовірнісний розподіл довжин тріщин в заклепкових з'єднаннях авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні / В.С. Краснопольський, С.Р. Ігнатович // матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», (Київ, 16-17 квітня 2015), НТУУ КПІ. – К.: НТУУ КПІ, 2015. – с. 83-90.

11. Краснопольський В.С. Втомне руйнування алюмінієвого сплаву Д-16АТ в зразках з отворами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали XII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2015», (28-29 квітня 2015), НАУ. – К.: НАУ, 2015. с. 18.15-18.18.

12. Krasnopol'skii V.S. Fatigue cracks growth features in aluminum alloy D16AT / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopol'skii // Proceedings of the 7-th World Congress "Aviation in the XXI-st Century". Safety in Aviation and Space Technologies. – Kyiv: National Aviation University, 2016. – [електронний ресурс].

13. Краснопольський В.С. Численне моделювання росту усталостних тріщин при багатоочаговому пошкодженні / В.С. Краснопольський, С.Р. Ігнатович, А.Д. Кравченко // матеріали XIII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2017», (19-21 квітня 2017), НАУ. – К.: НАУ, 2017. – с. 19.1-19.5.

14. Краснопольський В.С. Стохастическіе закономірності множинного руйнування твердих тел / С.Р. Ігнатович, В.С. Краснопольський, А.Д. Кравченко // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування. Праці V Міжнародної науково-технічної конференції. – Тернопіль: Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя – Вид-во ТНТУ імені Івана Пулюя, 2017. – с. 136-139.

15. Krasnopol'skii V.S. Crack length distribution model for fatigue damage / V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, S.S. Yutskevich // матеріали Всесвітнього конгресу «Авіація у XXI столітті» – «Безпека авіації та космічні технології». – НАУ, 2018.

16. Krasnopol'skii V.S. Riveted joints service life prediction in case of multiple site damage using Pareto's distribution / V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, // матеріали XIV Міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2019». – К.: НАУ, 2019. – с. 19.13-19.17.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

17. Краснопольський В.С. Свідectво про реєстрацію авторського права на твір № 67244. Комп'ютерна програма «CrackSkinP» / С.Р. Ігнатович, О.С. Якушенко, В.С. Краснопольський, 2016.

## ЗМІСТ

	Стор.
<b>Вступ</b> .....	16
<b>РОЗДІЛ 1 СТАН ПРОБЛЕМИ І ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ</b>	
<b>ДОСЛІДЖЕННЯ</b> .....	23
1.1 Проблема багатоосередкового пошкодження при тривалій експлуатації авіаційних конструкцій.....	23
1.1.1 Місце багатоосередкового пошкодження серед інших видів втомного пошкодження авіаційних конструкцій.....	23
1.1.2 Проблема прогнозування ресурсу для парку старіючих літаків.....	30
1.2 Основні показники багатоосередкового пошкодження авіаційних конструкцій.....	34
1.2.1 Концепції опису напрацювання до виникнення тріщин втоми в конструкціях з отворами.....	34
1.2.2 Особливості об'єднання втомних тріщин в конструкціях з отворами.....	37
1.3 Існуючі підходи до математичного і чисельного моделювання багатоосередкового пошкодження.....	42
1.4 Мета та задачі дослідження.....	57
<b>РОЗДІЛ 2 МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ</b>	
<b>БАГАТООСЕРЕДКОВОГО ПОШКОДЖЕННЯ ДЛЯ ОЦІНКИ НАДІЙНОСТІ ТА РЕСУРСУ ЗАКЛЕПКОВОГО З'ЄДНАННЯ</b> ....	58
2.1 Імовірнісна модель багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання. Показники надійності та ресурсу.....	59
2.2 Обґрунтування ступеневого розподілу довжини втомних тріщин..	65
2.2.1 Аналіз існуючих даних щодо стохастичності розмірів втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні авіаційних конструкцій.....	66
2.2.2 Модель формування ступеневого розподілу довжини	

втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні.....	68
2.3 Імовірнісна модель об'єднання тріщин при багатоосередковому пошкодженні.....	81
2.4 Чисельна реалізація імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання.....	86
Висновки по другому розділу.....	92
<b>РОЗДІЛ 3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВТОМНОГО БАГАТООСЕРЕДКОВОГО ПОШКОДЖЕННЯ МОДЕЛЬНИХ ЗРАЗКІВ ЗАКЛЕПКОВОГО З'ЄДНАННЯ.....</b>	<b>93</b>
3.1 Зразки та обладнання для експериментальних досліджень.....	93
3.2 Методика проведення експерименту.....	101
3.3 Методика реєстрації виникнення втомних тріщин в зразках.....	103
3.4 Методика обробки експериментальних даних.....	105
Висновки по третьому розділу.....	109
<b>РОЗДІЛ 4 РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ БАГАТООСЕРЕДКОВОГО РУЙНУВАННЯ МОДЕЛЬНИХ ЗРАЗКІВ.....</b>	<b>110</b>
4.1 Ріст втомних тріщин в модельних зразках.....	110
4.2 Циклічне напруження до виникнення втомних тріщин.....	117
4.3 Імовірнісний розподіл довжини втомних тріщин.....	125
4.4 Вплив циклічного напруження на розподіл довжини втомних тріщин.....	130
Висновки по четвертому розділу.....	137
<b>РОЗДІЛ 5 МЕТОД ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ ТА ВИЗНАЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ПОШКОДЖЕННІ.....</b>	<b>138</b>
5.1 Методика визначення ресурсу та надійності заклепкових з'єднань.....	138
5.2 Розрахунок показників надійності заклепкових з'єднань з використанням експериментальних даних.....	142

5.3 Верифікація розробленої імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання.....	145
Висновки по п'ятому розділу.....	150
<b>Загальні висновки.....</b>	<b>151</b>
<b>Список використаних джерел.....</b>	<b>153</b>
<b>Додатки.....</b>	<b>168</b>
<b>ДОДАТОК А Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації.....</b>	<b>169</b>
<b>ДОДАТОК Б Акти впровадження.....</b>	<b>172</b>

## ВСТУП

В сучасному світі економічна складова відіграє вирішальну роль у багатьох сферах людської діяльності та вимагає найбільш ефективного використання всіх наявних ресурсів. В авіації це виявляється у найбільш повному, а значить тривалому, використанні закладеного в будь-яку конструкцію потенціалу міцності та надійності. На практиці це виливається у необхідність подовження ресурсу експлуатованих літаків понад закладені при проектуванні обмеження.

Однак дана проблема є комплексною та багатогранною, оскільки на літак протягом експлуатації впливає велика кількість різноманітних факторів, які стають причинами погіршення механічних властивостей матеріалу конструкції та загального зниження рівня надійності. Дія всіх цих факторів у переважній своїй більшості, є випадковою подією, тому розвиток пошкоджень з часом важко піддається детерміністичному прогнозуванню. Однак є абсолютно очевидним, що зі збільшенням тривалості експлуатації конструкції зростає і кількість накопичених у ній дефектів.

Явище втоми металів в авіації відоме давно. Ще за часів катастрофи літака Comet I були виявлені основні фактори, які здатні підсилити, чи навпаки послабити спротив конструкції розвитку втомних пошкоджень. Однак подальший досвід боротьби із проблемою показав, що пануючий на той час підхід безпечного ресурсу не спроможний в повній мірі забезпечити необхідний рівень надійності конструкції літака. Після інциденту з Boeing 737-200 авіакомпанії Aloha Airlines стало зрозуміло, що потрібно враховувати не лише розміри наявних дефектів, але і конфігурацію їх розташування у конструкції. Так стала актуальною проблема багатоосередкового пошкодження.

Багатоосередкове пошкодження (Multiple Site Damage – MSD) – це стан пошкодженої конструкції, що характеризується наявністю в одному конструктивному елементі множинних втомних тріщин, які одночасно розвиваються, що може призвести до зниження залишкової міцності конструкції нижче припустимого рівня [1]. Як правило, багатоосередкове



пошкодження проявляється в елементах конструкції літаків, що мають велику кількість отворів під заклепкові з'єднання, які розташовані в ряд і є потенційними джерелами зародження тріщин втоми через концентрацію напруження. При цьому такі тріщини становлять небезпеку через можливість швидкого руйнування перемичок між сусідніми отворами, особливо у випадку їхнього зустрічного росту та об'єднання. Саме тому, сьогодні подовження ресурсу парку старіючих літаків, а також оцінка їх працездатності, призначення періодичності оглядів і прогнозування залишкової міцності конструкції є досить актуальним завданням.

Все це, а також необхідність забезпечити потрібну міцність та надійність конструкції економічно доцільними способами врешті-решт призвело до переходу від концепції безпечного ресурсу до підходу допустимості пошкодження. Даний підхід передбачає моніторинг технічного стану конструкції з метою своєчасного виявлення дефектів та прогнозування їх розвитку. І оскільки найбільшу кількість концентраторів напружень містять саме заклепкові шви літакових конструкцій, цілком зрозуміло що вони потребують особливої уваги.

З огляду на велику кількість потенційних місць зародження тріщин у заклепковому з'єднанні очевидно, що оцінка показників залишкової міцності і надійності таких конструкцій повинна здійснюватися виключно у імовірнісному аспекті. Зазвичай для статистичних оцінок показників MSD використовується методологія, заснована на моделюванні процесів зародження, росту і об'єднання тріщин методом Монте-Карло. Однак при цьому не враховується розмірна неоднорідність пошкоджень, випадкова природа якої обумовлюється розкидом часу до утворення дефектів та випадковою швидкістю їхнього розповсюдження.

У представлений роботі запропоновано новий метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань при багатоосередковому пошкодженні, який побудовано на основі імовірнісної моделі даного виду пошкодження, що враховує випадковий характер

зародження втомних тріщин, розподіл їх довжини та імовірність об'єднання при певному напруженні. Показано, що для побудови зазначеної моделі базовими елементами є розподіли Парето та Вейбула.

**Головний науковий результат роботи** – нове вирішення науково-технічної задачі визначення надійності та ресурсу заклепкових з'єднань панельних авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні. Дана задача вирішена шляхом наукового обґрунтування та розробки нового математичного забезпечення для моделювання процесів утворення та росту втомних тріщин в конструкціях з отворами із алюмінієвого сплаву Д16АТ з врахуванням експериментально встановлених закономірностей.

**Актуальність теми** дисертації полягає в необхідності розробки методу прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій в умовах багатоосередкового втомного пошкодження для вирішення питання подовження ресурсу та безпечної експлуатації парку старіючих літаків.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Робота проводилась відповідно до плану наукових досліджень кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету, зокрема держбюджетних науково-дослідних робіт №861-ДБ13 «Метод моніторингу відпрацювання ресурсу повітряних суден з використанням інструментальних засобів контролю втомного пошкодження», (№ держреєстрації 0113U000080), строк виконання 2013-2015 рр. та №122-ДБ17 «Методологія прогнозування втомного багатоосередкового пошкодження конструкцій літаків транспортної категорії», (№ держреєстрації 0117U00234), строк виконання 2017-2019 рр., які виконувались відповідно тематичним планам науково-дослідних робіт Міністерства освіти і науки України.

**Мета роботи.** Розробка та обґрунтування методу прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

**Задачі дослідження:**

1. Розробити методика проведення експериментальних досліджень втомного багатоосередкового руйнування зразків та методика реєстрації і вимірювання розміру втомних тріщин під час експерименту;

2. Провести експериментальні дослідження багатоосередкового пошкодження модельних зразків з багатьма концентраторами, а також обробку і аналіз отриманих даних. Побудувати залежності росту втомних тріщин від циклічного напручування;

3. Базуючись на даних експерименту визначити статистичні розподіли довжини втомних тріщин при фіксованих значеннях циклічного напручування;

4. Розробити математичну модель формування розподілу довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні;

5. Розробити імовірнісну модель об'єднання втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні;

6. Розробити імовірнісну модель багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання авіаційних конструкцій;

7. Базуючись на імовірнісній моделі багатоосередкового пошкодження розробити метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій.

8. Перевірити працездатність та точність розробленого методу шляхом порівняння прогнозованого ресурсу заклепкових з'єднань з даними експерименту.

**Об'єкт дослідження** – багатоосередкове пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій.

**Предмет дослідження** – реалізація граничного стану заклепкового з'єднання при багатоосередковому пошкодженні.

**Методи досліджень.** Мета і задачі роботи передбачали проведення значного обсягу теоретичних і експериментальних досліджень, які базуються на використанні наступних методів і методик:

- механічних випробувань, що дозволило провести моніторинг зародження та росту втомних тріщин у зразках з конструкційного алюмінієвого сплаву Д16АТ в широкому діапазоні умов навантаження;

- оптичного контролю, за допомогою якого було створено банк цифрових зображень розвитку втомних пошкоджень;

- статистичного аналізу, що дозволило обробити отримані експериментальні результати та забезпечити їх графічне та аналітичне представлення;

- математичного аналізу теорії імовірності для отримання імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження;

- кореляційного аналізу для перевірки працездатності розробленого методу та отримання обґрунтованих висновків.

***Наукова новизна одержаних результатів.*** У роботі вперше отримані наступні наукові результати:

1. Розроблена нова математична модель формування стохастичності розмірів втомних тріщин з врахуванням випадковості їх утворення та росту. На основі цієї моделі вперше теоретично та експериментально підтверджено, що імовірнісний розподіл довжини втомних тріщин відповідає закону Парето.

2. Розроблено нову імовірнісну модель об'єднання зустрічних тріщин при багатоосередковому пошкодженні з врахуванням, що довжина цих тріщин має розподіл Парето.

3. Розроблена математична модель багатоосередкового пошкодження і на її основі запропонований новий метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

***Практичне значення одержаних результатів.***

1. Розроблені методики проведення експериментальних досліджень та вимірювання довжини втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами дозволяють отримувати дані досліджень одночасно по багатьом тріщинам не припиняючи випробувань, що підвищує їх точність.

2. Розроблений метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні може бути використаний для прогнозування технічного стану літакових конструкцій в експлуатації.

3. Результати роботи використовуються в навчальному процесі кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету в курсі «Ресурс та довговічність авіаційної техніки», а також на ДП «Антонов» у виробництві літаків транспортної категорії для підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання та визначення їх надійності і несучої здатності.

**Особистий внесок здобувача.** Основні наукові результати роботи отримані автором самостійно. Особисто проведено аналіз існуючих підходів прогнозування багатоосередкового пошкодження. Самостійно проведено експериментальні дослідження росту втомних тріщин у модельних зразках, опрацювання та обробку отриманих експериментальних даних, статистичний аналіз масиву даних, виявлено та отримано аналітичні залежності розвитку втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні, проведено порівняння теоретичних та експериментальних результатів. В співавторстві з професором кафедри конструкції літальних апаратів С.Р. Ігнатовичем розроблено імовірнісну математичну модель багатосередкового пошкодження заклепкових з'єднань. Самостійно отримано і обґрунтовано статистичну модель імовірнісного розподілу довжин втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні, імовірнісну модель об'єднання зустрічних тріщин та метод прогнозування ресурсу і визначення надійності заклепкових з'єднань.

***Апробація результатів дисертації.***

Основні результати, що викладені в роботі, доповідались і обговорювались на конференціях: Міжнародній науково-технічній конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», ТНТУ ім. Івана Пулюя, Тернопіль, 2011 – 2015 рр.; Міжнародній науково-практичній конференції молодих учених і студентів

«Політ. Сучасні проблеми науки», НАУ, Київ, 2012 – 2014 рр.; Науково-технічній конференції студентів та молодих учених «Наукоємні технології», НАУ, Київ, 2012 – 2013 рр.; Міжнародних науково-технічних конференціях «АВІА-2013», «АВІА-2015», «АВІА-2017», НАУ, Київ, 2013 – 2017 рр.; Международной научно-технической конференции «Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций», ИПП им. Г.С. Писаренко НАНУ, Киев, 2013; XVIII Международном конгрессе двигателестроителей, поселок Рыбачье, АР Крым, 2013; Всесвітніх конгресах «Авіація у XXI столітті – Безпека авіації та космічні технології», НАУ, Київ, 2016 – 2018 рр.

**Публікації.** Основний зміст дисертації викладено у 17 публікаціях, в тому числі в 4 статтях у фахових наукових журналах, 2 у виданнях, що входять в міжнародну наукометричну базу Scopus, 10 публікацій матеріалів доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях і 1 свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір.

**Структура і обсяг роботи.** Дисертаційна робота складається із вступу, 5 розділів, висновків, списку використаних джерел, додатків. Список використаних джерел містить 129 найменувань. Загальний обсяг роботи становить 173 сторінки, в тому числі 109 сторінок основного тексту дисертації. В роботі наведено 68 рисунків і 24 таблиці.

## **РОЗДІЛ 1 СТАН ПРОБЛЕМИ І ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ**

### **1.1 Проблема багатоосередкового пошкодження при тривалій експлуатації авіаційних конструкцій**

#### **1.1.1 Місце багатоосередкового пошкодження серед інших видів втомного пошкодження авіаційних конструкцій.**

На теперішній час всі авіаційні конструкції проектуються для тривалого та інтенсивного використання у широкому діапазоні можливих умов оточуючого середовища. Ця умова в першу чергу продиктована питаннями економічної ефективності авіаційного транспорту. Сучасне авіабудування є високотехнологічною та наукоємною галуззю промисловості, у якій використовуються новітні матеріали та технології, а також задіяний високо кваліфікований персонал для проектування, виробництва та регулярного обслуговування авіаційної техніки. З метою покриття всіх затрат і раціонального використання ресурсів, а також в умовах жорсткої конкуренції авіакомпанії світу нарощують об'єми авіаційних перевезень, що призводить до більш інтенсивного та тривалого використання наявного парку літаків. З іншого боку через підвищені ризики до літаків та елементів їх конструкції пред'являються більш жорсткі вимоги по безпеці та надійності, порівняно з іншими видами транспорту. Всі ці фактори разом диктують основні принципи та підходи, що сьогодні панують у галузі літакобудування.

Під час експлуатації на конструкцію літака діє широкий спектр різноманітних факторів, які впливають на міцність та конструктивну цілісність елементів планера. Такими факторами є: навантаження конструкції літака аеродинамічними та масовими силами, фізичний вплив навколишнього середовища через різку зміну температур, тиску та погодних умов, можлива дія агресивного середовища при експлуатації у певних кліматичних зонах (пустелі, тропіки, північ). Все це викликає виникнення пошкоджень та дефектів в матеріалі конструкції літака. Накопичення цих пошкоджень з часом призводить до деградації механічних властивостей матеріалів та настання граничного стану

конструкції. Оскільки більшість перерахованих факторів є змінними або повторюваними в часі, то при тривалій експлуатації літака в його конструкції значно переважають саме втомні пошкодження.

Особливе місце серед різних видів втомних пошкоджень авіаційних конструкцій займають:

- розповсюджене втомне пошкодження (WFD – widespread fatigue damage)
  - таке втомне пошкодження конструкції, що характеризується одночасною наявністю в одній або декількох суміжних деталях конструкції багатьох тріщин таких розмірів і з такою щільністю розташування, що залишкова міцність конструкції не зберігається на припустимому рівні;
- багатоелементне пошкодження (MED – Multi Element Damage) – це стан пошкодженої конструкції, що приводить до розповсюдженого втомного пошкодження та характеризується одночасною наявністю втомних тріщин у суміжних конструктивних елементах.
- багатоосередкове пошкодження (MSD – multiple site damage) – це стан пошкодженої конструкції, що приводить до розповсюдженого втомного пошкодження та характеризується одночасною наявністю та розвитком втомних дефектів у одному конструктивному елементі літака. При цьому варто відзначити, що кожен із цих дефектів, взятий окремо, не становить небезпеки для конструкції в цілому, але у випадку їх об'єднання, або несприятливої конфігурації може відбутися зниження залишкової міцності нижче припустимого рівня та раптове руйнування [1-3].

Особливо небезпечним для літаків багатоосередкове пошкодження є тому, що в авіаційних конструкціях наявна досить велика кількість концентраторів напруження у вигляді отворів. Для прикладу, лише отворів під заклепкові шви у літаку може бути від 40000 (літак класу Ан-26) до близько 2000000 (Ан-225). Всі ці отвори є потенційно небезпечними місцями з точки зору зародження втомних тріщин. Прикладом подібного розвитку пошкоджень стала катастрофа літака Comet I 10 січня 1954 року, конструкція якого була



зруйнована через стрімкий розвиток втомних тріщин в заклепковому з'єднанні, яке кріпило квадратні ілюмінатори для приймальних антен автоматичного радіокомпаса.

Таким чином багатоосередкове пошкодження здатне істотно скоротити закладений при проектуванні ресурс конструкції літака. Взагалі ресурсом називають сумарне напрацювання об'єкту від початку його експлуатації або її поновлення після ремонту до переходу в граничний стан [2], але в авіації поняття ресурсу може мати різні тлумачення, залежно від вибору початкового моменту часу, одиниць вимірювання тривалості експлуатації та обґрунтування критеріїв граничного стану. Однак в будь-якому випадку ресурс є характеристикою довговічності конструкції та не повинен перевищувати допустиме напрацювання по умовам витривалості та живучості конструкції.

Тому визначальний вплив втоми на безпеку авіаційних конструкцій по умовам міцності був одним із факторів переходу від концепції безпечного ресурсу (Safe Life), прийнятої на початку 50-х років у проектуванні літаків, до концепції безпеки руйнування (Fail-Safe). Основна різниця між ними полягала в тому, що в концепції безпечного ресурсу показники цілісності конструкцій базувалися на забезпеченні статичної міцності протягом певного часу та вдосконаленні методів її розрахунку і отримання інформації щодо навантаження конструкції в польоті [1]. Це забезпечувало певний достатній рівень надійності, однак істотне обмеження ресурсу для багатьох справних конструкцій та передчасне припинення їхнього використання вступало в протиріччя з комерційними аспектами експлуатації авіаційної техніки [4].

В той же час концепція безпеки руйнування робила наголос на багатоеlementній конструкції та допускала руйнування окремих її частин без зниження залишкової міцності нижче припустимого рівня [1]. Такий підхід дозволяв повніше використовувати закладений у конструкцію потенціал міцності, однак не врахування втомних пошкоджень залишало високу імовірність руйнування за межами безпечного ресурсу. Тому з метою подовження термінів безпечної експлуатації та підвищення економічної

ефективності авіаційної техніки починаючи з 1958 року відбувався поступовий перехід до сучасного підходу допустимості пошкодження (Damage Tolerance). В сьогоdnішньому вигляді він використовується з 1975 року і продемонстрував свою ефективність, однак серйозним викликом стало виявлення нової на той час, але досі актуальної проблеми багатоосередкового пошкодження.

Вперше на неї звернули увагу після інциденту з Boeing 737-200 авіакомпанії Aloha Airlines 28 квітня 1988 року на Гаваях [5-7]. Ситуація полягала в тому, що через 23 хвилини після зльоту в Міжнародному аеропорті Хіло у літака зірвало приблизно 35 м<sup>2</sup> обшивки фюзеляжу над першими шістьма рядами бізнес-класу (рис. 1.1). Вибухова декомпресія зруйнувала двері кабіни пілотів та призвела до повної розгерметизації пасажирського салону. Розслідування обставин показало, що причиною цього руйнування стало декілька факторів, серед яких основними були розповсюджене втомне пошкодження заклепкового шва фюзеляжу та корозія металу. І хоча даний інцидент закінчився цілком вдало: літак після екстреного зниження штатно приземлився в резервному аеропорту Кахулуї на острові Мауї без жертв серед пасажирів, стало очевидно що повторення подібних випадків неприпустиме.



Рис. 1.1. Руйнування фюзеляжу літака Boeing 737-200 внаслідок багатоосередкового пошкодження.

Після зазначених подій всі великі виробники та експлуатанти авіаційної техніки, а також авіаційні адміністрації різних країн та науково-дослідні інститути розгорнули масштабну програму по вивченню багатоосередкового пошкодження. Дослідження показали, що руйнування конструкції при цьому виді пошкодження відбувається внаслідок перерозподілу діючих на з'єднання навантажень внаслідок наявних у ньому тріщин. Окрім того потрібно зауважити, що при даному виді пошкодження дві тріщини, які ростуть від одного отвору в різні боки у ряді випадків потрібно розглядати як одну тріщину з довжиною, що включає довжини цих тріщин та діаметр отвору [8]. Дефект такого розміру при циклічному навантаженні росте швидше ніж одиничні тріщини, а отже становить більшу небезпеку. Ще однією особливістю MSD є можливість наявності у з'єднанні зустрічних тріщин, які ростуть від сусідніх отворів. Такі тріщини можуть об'єднуватись та руйнувати перемичку між отворами, що формує дефект більш високого розмірного рівня та є потенційною локалізацією майбутньої магістральної тріщини (leading crack). Такі тріщини є дуже небезпечними, оскільки ростуть дуже швидко та спричиняють раптове руйнування конструкції, що і сталося з Boeing 737-200. Саме тому, в якості граничного стану конструкції у випадку багатоосередкового пошкодження доцільно прийняти руйнування хоча б однієї перемички з'єднання [1].

Таким чином проблема MSD чітко показала, що недостатньо просто розрахувати ресурс конструкції літака з огляду на діючі навантаження. Також дуже важливо контролювати стан конструкції в експлуатації. Це і є одним із положень концепції допустимості пошкодження.

Базовими принципами цього підходу є положення про наявність дефектів у елементі конструкції в будь-який момент часу, навіть у щойно виготовленій деталі, та необхідність моніторингу стану конструкції протягом експлуатації з метою відстеження розвитку дефектів. Це дозволяє використовувати деталь максимально ефективно аж до руйнування та заощаджувати ресурси (природні, часові, фінансові) на неактуальних оглядах.

Досвід використання цього підходу в кінці ХХ століття показав надзвичайну його ефективність у забезпеченні безпеки авіаційних конструкцій, наприклад, кількість відмов конструкції фюзеляжу зменшилася приблизно на 80% [4]. Однак, при практичному застосуванні цієї концепції постає ряд проблем [4,8-11], вирішення яких є принципово важливим для її ефективного застосування. Деякі з цих проблем пов'язані з механікою втомного руйнування і полягають у наступному:

1. визначення напрацювання (числа циклів) до утворення втомної тріщини певної початкової довжини;
2. прогнозування кінетики росту втомної тріщини в умовах експлуатаційного навантаження;
3. обґрунтування граничних станів критичних елементів конструкції із тріщинами;
4. визначення залишкової міцності конструкції, як функції довжини тріщини.

Перші дві проблеми пов'язані з імовірнісною природою MSD. Фактично зародження втомних тріщин відбувається під дією польотних навантажень, які носять змінний та непередбачуваний характер, а тому і саме зародження тріщин, і їх ріст є подіями випадковими. Третя проблема полягає у необхідності чіткого визначення та обґрунтування критичного розміру або конфігурації дефектів, що призведуть до руйнування. Це викликає труднощі через неможливість передбачити розвиток MSD, як у розумінні розвитку однієї тріщини, так і для випадку об'єднання суміжних тріщин. Окрім того для різних ділянок конструкції критична конфігурація також буде різною внаслідок різної навантаженості та важливості розглянутих елементів. Четверта проблема пов'язана з першими трьома, і хоча очевидно, що певна кореляційна залежність між довжиною тріщини та залишковою міцністю конструкції повинна існувати, математичний опис даного явища потребує врахування великої кількості незалежних випадкових факторів. Тому побудова будь-яких математичних моделей цього виду пошкодження є достатньо складною задачею.

Інші проблеми концепції допустимості пошкодження стосуються контролю технічного стану авіаційних конструкцій в експлуатації, а саме:

5. забезпечення максимальної контролепридатності конструкції;
6. обґрунтування методології неруйнівного контролю технічного стану конструкції;
7. вибір стратегії контролю технічного стану конструкції.

Ці проблеми лежать виключно у практичній площині та пов'язані з методологічним та технічним забезпеченням проектування та обслуговування авіаційної техніки. І якщо п'ятий пункт є лише конструкторською задачею по забезпеченню доступності для оглядів тих місць конструкції, де багатоосередкове пошкодження може проявитись, то шостий прямо пов'язаний з технічними можливостями виявлення дефектів методами неруйнівного контролю (МНК) та обґрунтуванням мінімального розміру дефекту, який ними може бути надійно виявлений. Остання задача також пов'язана з випадковим характером багатоосередкового пошкодження та полягає у обґрунтуванні періодів технічного огляду конструкції, з огляду на швидкість розповсюдження дефектів та своєчасного попередження настання граничного стану.

Цілком очевидно, що означені задачі не є окремими і потребують сумісного розгляду та вирішення. Для прикладу надійне визначення напрацювання до утворення тріщини початкової довжини неможливе без відповідної методології неруйнівного контролю, а без цього важко обрати стратегію контролю технічного стану. В той же час дана стратегія пов'язана з прогнозуванням кінетики росту втомних тріщин. Зниження кількості оглядів призведе до підвищення ризику не виявити небезпечний дефект, а завищення – до зайвих витрат часу і ресурсів на неактуальні огляди. З іншого боку обґрунтування граничного стану елементів конструкції та можливість визначити її залишкову міцність прямо впливатиме на характер технічного обслуговування, що дозволить оптимізувати його вартість. Актуальне на наш час бачення принципів допустимості пошкодження для літаків, що наразі експлуатуються в США викладено у загальнодоступному керівництві [9].

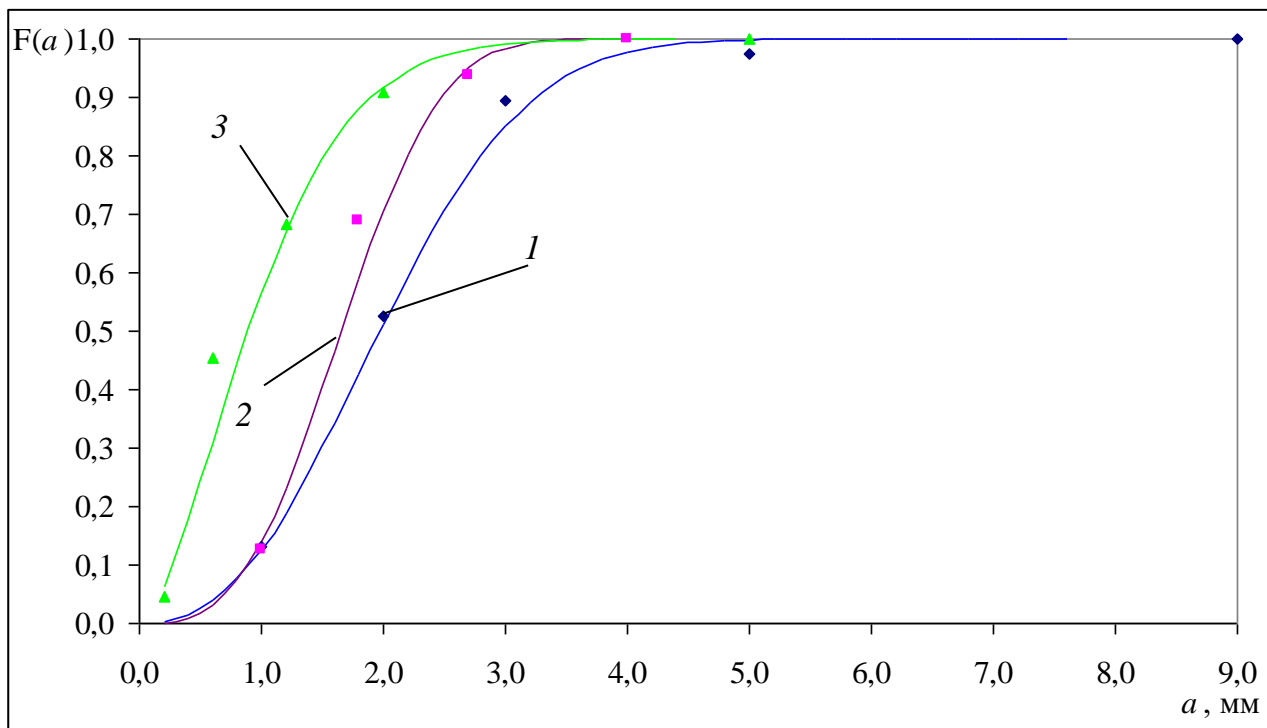
### 1.1.2 Проблема прогнозування ресурсу для парку старіючих літаків.

Як уже зазначалося в попередньому пункті, розвиток в конструкції втомних тріщин є наслідком накопичення пошкоджень в матеріалі деталей. Цілком очевидно, що чим довше експлуатується літак, тим більше накопичених пошкоджень буде в елементах його конструкції. Оскільки з комерційної точки зору розробляти літаки для короткочасного використання збитково, то їх експлуатація відбувається з максимальним відпрацюванням ресурсу конструкції при забезпеченні достатнього рівня безпеки. Концепція допустимості пошкодження дає значні переваги при такому підході, але це одночасно породжує проблему так званого старіючого парку літаків (aging fleet).

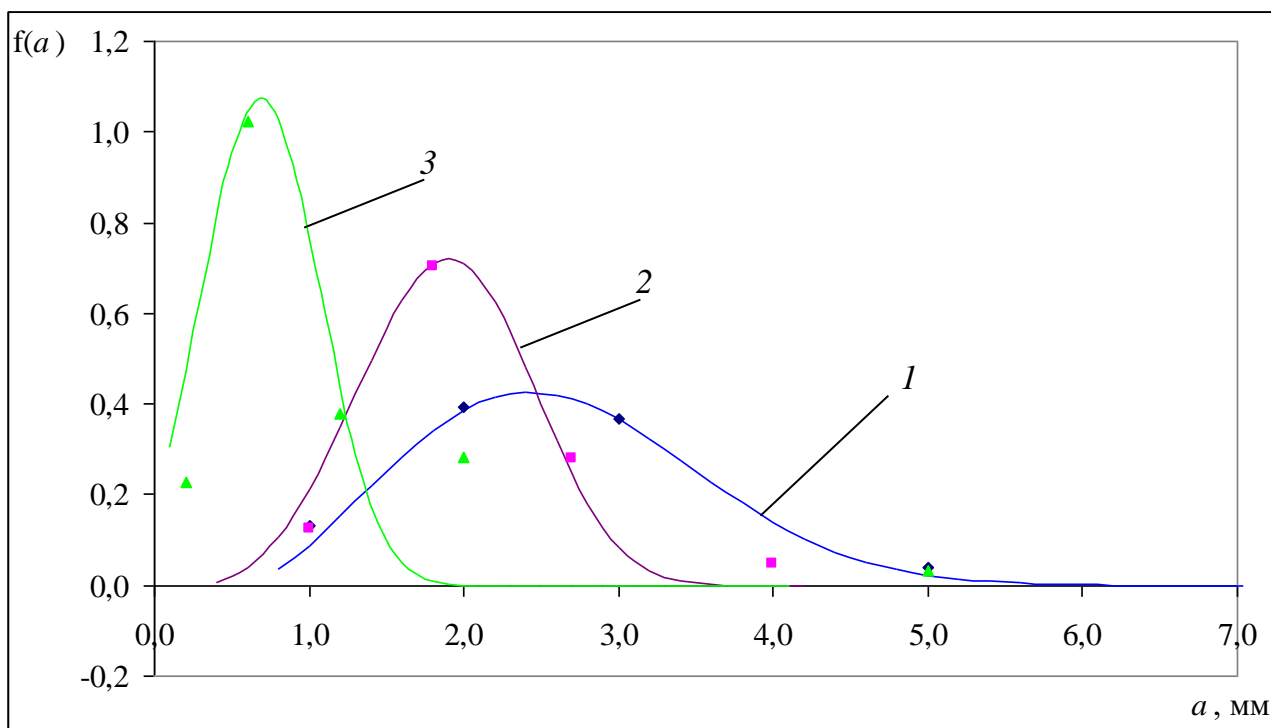
Старіючий парк – це літаки, які знаходяться в експлуатації тривалий час і вже відпрацювали, або скоро відпрацюють свій проектний ресурс. Для них актуальним є питання про можливість продовження експлуатації або необхідність списання. Однак, прийняти таке рішення можливо лише на основі інспекцій їх конструкції щоб упевнитись у безпечності подальшого використання. Дані інспекцій реальних літаків старіючого парку в переважній більшості випадків показують наявність множинних втомних тріщин в елементах конструкції [12].

Статистична обробка таких даних дозволяє побудувати емпіричні функції та щільності розподілу довжин втомних тріщин, знайдених в стрингерах крила літаків сімейства А-320. Згідно з графіками (рис. 1.2) переважна більшість таких тріщин лежить у розмірному діапазоні 0...5 мм, що свідчить про наявність у конструкції багатоосередкового пошкодження. Через уже зазначену непередбачуваність його розвитку надійне прогнозування ресурсу таких конструкцій достатньо складне.

Тому можна зробити висновок, що MSD є однією з основних загроз безпечній експлуатації парку старіючих літаків. Актуальність даної проблеми підтверджує також і об'єм парку старіючих літаків, котрий щороку продовжує збільшуватись.



a)



б)

Рис. 1.2. Функція розподілу *a*) та функція щільності розподілу *б*) довжини втомних тріщин, що розвинулись в експлуатації [12]: 1 – тріщини в 4 і 8 стрингерах лівого напівкрила А-320-627; 2 – тріщини в 5 і 7 стрингерах лівого напівкрила А-320-627; 3 – тріщини в 5 і 7 стрингерах лівого напівкрила А-320-623.

Для кращої ілюстрації явища експлуатації старіючого парку наведемо деякі статистичні дані. Наприклад наліт літаків компанії Boeing станом на 2010 рік ілюструє рисунок 1.3. Згідно з експлуатаційними даними середній наліт парку літаків складав 18900 польотних циклів або 39300 польотних годин при середній тривалості одного польоту 2,08 години, а середній вік літака при цьому був 15,5 років [13].

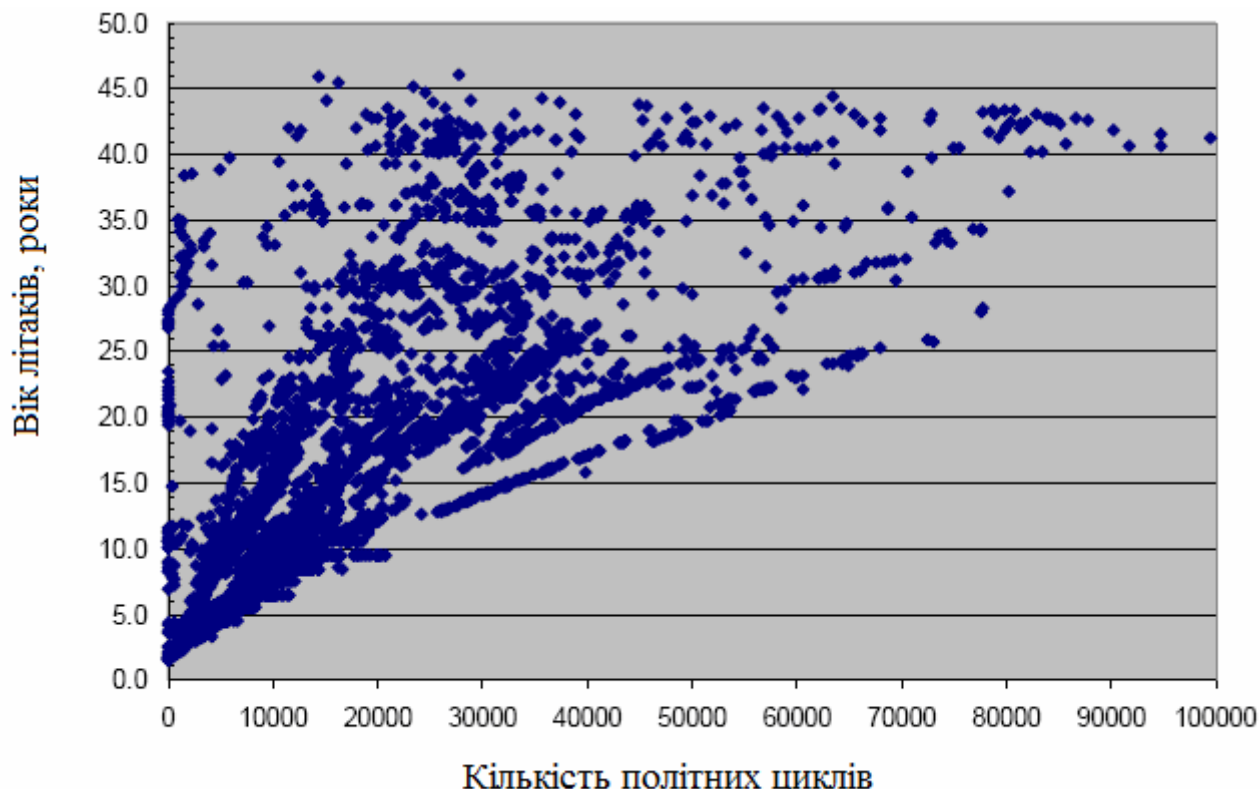


Рис. 1.3. Наліт парку комерційних літаків Boeing (2010 р., 5014 літаків).

Загальна статистика щодо тривалості експлуатації літаків у світі станом на 2017 рік наведена у табл. 1.1. Вона показує кількість літаків кожної «вікової групи» в кожному регіоні світу. Всього дані охоплюють 15372 літака [14], 8,8% з яких мають вік більше двадцяти років та 26,1% понад п'ятнадцять років. Середній вік літака, відповідно до статистики складає 11,05 років. При цьому відзначимо, що найвищий відсоток «старих» літаків спостерігається у Канаді та СНД: 26,9% та 18,9% відповідно.



## Тривалість експлуатації літаків по регіонах станом на 2017 рік

Регіон	Вік літаків, роки					Всього
	0-4	5-9	10-14	15-19	>20	
Африка	127 23,6%	138 25,7%	98 18,2%	101 18,8%	79 13,6%	543 100,0%
Азійсько-Тихоокеанський регіон	1427 43,6%	1068 32,7%	481 14,7%	212 6,5%	83 2,5%	3271 100,0%
Канада	159 22,2%	102 14,3%	169 23,6%	93 13,0%	192 26,9%	715 100,0%
СНД	242 29,5%	160 19,5%	122 14,9%	142 17,3%	155 18,9%	821 100,0%
Європа	668 26,5%	761 30,2%	532 21,1%	412 16,3%	148 5,9%	2521 100,0%
Латинська Америка	469 39,6%	388 32,7%	206 17,4%	94 7,9%	28 2,4%	1185 100,0%
Середній Схід	493 42,5%	332 28,6%	126 10,9%	74 6,4%	135 11,6%	1160 100,0%
США	1319 25,6%	605 11,7%	1169 22,7%	1535 29,8%	528 10,2%	5156 100,0%
<b>Всього</b>	<b>4904</b> <b>31,9%</b>	<b>3554</b> <b>23,1%</b>	<b>2903</b> <b>18,9%</b>	<b>2663</b> <b>17,3%</b>	<b>1348</b> <b>8,8%</b>	<b>15372</b> <b>100,0%</b>

Цілком очевидно, що в таких умовах питання прогнозування ресурсу старіючого парку є досить гострим і актуальним. Окрім того MSD становить небезпеку через можливість швидко розвинути у інші види пошкодження (WFD/MED) та призвести до раптового руйнування [15]. Тому продовження льотної придатності таких літаків повністю залежить від повторних оглядів і додаткових інспекцій, що проводяться для прогнозування ресурсу. Однак всі ці огляди, їх періодичність та результативність напряду пов'язані з вирішенням задач концепції допустимого пошкодження, описаних в попередньому пункті. Застосування даної концепції найбільш ефективно можливе лише при адекватному математичному описанні втомного багатоосередкового пошкодження, а через дію великої кількості випадкових факторів зробити це можливо лише застосовуючи імовірнісний підхід до моделювання процесів розвитку втомних тріщин при MSD.

## 1.2 Основні показники багатоосередкового пошкодження авіаційних конструкцій

### 1.2.1 Концепції опису напрацювання до виникнення тріщин втоми в конструкціях з отворами.

З початком використання підходу допустимого пошкодження постала необхідність прогнозування граничного стану конструкцій з метою їх економічно обґрунтованого та своєчасного контролю і ремонту. Це завдання вирішується за допомогою аналітичного опису закономірностей росту втомних тріщин [4]. При цьому важливим аспектом є надійне та достовірне виявлення факту зародження тріщини в конструкції, що головним чином залежить від прийнятого початкового розміру дефекту (initial flaw size – IFS). Другим важливим чинником для розрахунків є час (число циклів) до утворення тріщини з таким розміром (time to crack initiation – TTCI). Сьогодні існують дві основні концепції опису початкових етапів втомного руйнування [16].

У першій концепції прийнято положення про наявність у деталях дефектів на будь-якому етапі експлуатації та, навіть, до її початку. Такі дефекти зазвичай малі за розміром та присутні у великій кількості. Їх існування пояснюється не ідеальною структурою кристалічної ґратки матеріалу та не досконалою технологією виготовлення деталей. При застосуванні цієї концепції до конструкцій літаків вона одержала назву еквівалента початкової якості (equivalent initial quality – EIQ) [17]. Її кількісним показником є розмір початкового дефекту  $a_i$  (equivalent initial flaw size – EIFS). Такі дефекти є умовними, а не фізично виявленими, тому що їх розміри занадто малі для методів неруйнівного контролю (0,004÷0,055 мм). Вони визначаються розрахунково за допомогою зворотної екстраполяції кривих росту тріщин та коригуються відповідно до результатів фрактографічних досліджень [17].

Модель втомного руйнування за концепцією EIQ базується на використанні імовірнісного розподілу EIFS  $f(a_i)$  [18,19]. Оскільки одержати такий розподіл на практиці за допомогою вимірювань достатньо важко,

застосовують штучний прийом зворотної екстраполяції кривих росту тріщин  $a(t)$  до значення  $t = 0$  і перетворюють розподілу часу до утворення тріщини довжиною  $a_0 - f(TTCI)$  у розподіл EIFS  $f(a_i)$  (рис. 1.4) [16,20].

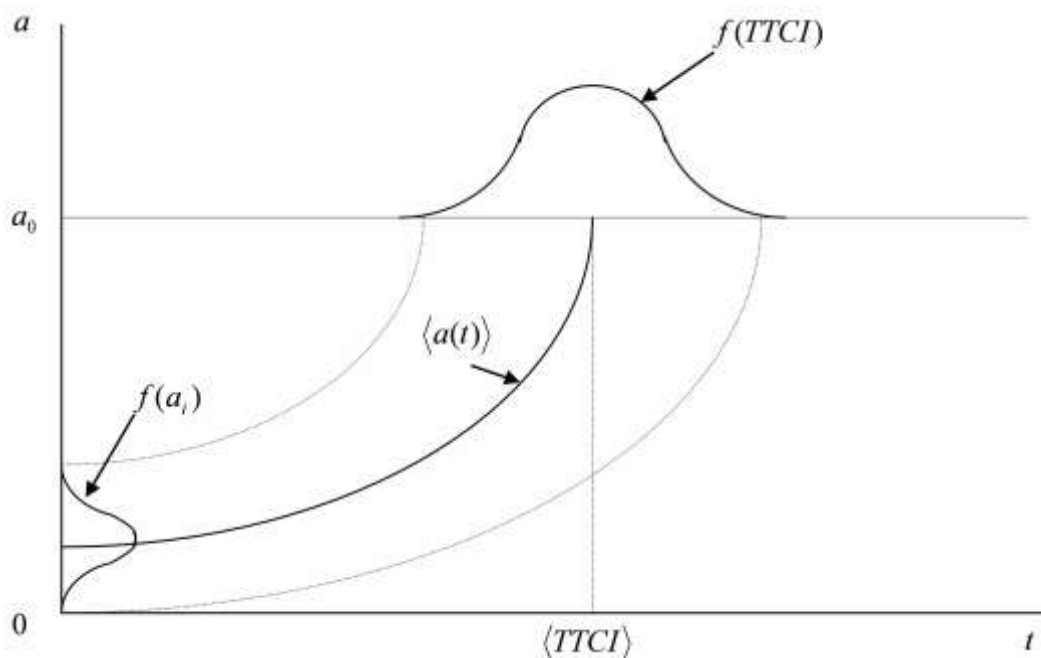


Рис. 1.4. Схема визначення статистичного розподілу EIFS  $f(a_i)$  по розподілу TTCI методом зворотної екстраполяції залежності довжини тріщини від часу.

Отриманий розподіл EIFS екстраполюється на весь період росту тріщин, після чого на його підставі визначаються параметри довговічності при MSD [16]. Застосування цього підходу поширюється і на моделювання MSD методом Монте-Карло [21,22].

Однак варто наголосити на штучності прийому зворотної екстраполяції кривих росту тріщин, оскільки при цьому не враховуються особливості поведінки малих (коротких) тріщин, а також їх поведінка в області граничного коефіцієнта інтенсивності напружень  $K_{th}$ .

Друга концепція (концепція TTCI) передбачає реєстрацію напрацювання деталі до утворення тріщини із заданим початковим розміром  $a_0$ . Цей розмір в

даній концепції виступає детермінованою величиною, випадковою буде час до виникнення такої тріщини (ТТСІ).

Основною проблемою концепції ТТСІ є обґрунтування розміру початкової тріщини  $a_0$ , оскільки від нього залежне і відповідне напруження. Дуже великі значення такого розміру є небезпечними з точки зору надійності, а дуже малі не можуть бути виміряні засобами неруйнівного контролю в польових умовах під час експлуатації літаків. Для отворів під заклепку в авіаційних конструкціях для  $a_0$  використовуються значення від 0,25 до 1,5 мм [16,17,23,24]. Однак, найчастіше цей розмір приймають  $a_0 = 1,27$  мм (тобто 0,05 дюйма) [17].

Згідно з експериментальними даними щодо руйнування конструкцій літаків випадкова величина часу (числа циклів) до утворення тріщини початкової довжини  $a_0$  в отворах під заклепки добре описується двопараметричним розподілом Вейбула [12,18,19,25,26], функція якого має вигляд:

$$F_i(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (1.1)$$

де  $F_i(N)$  – узагальнена функція розподілу імовірності Вейбула;

$N$  – напруження в польотних циклах;

$\alpha$  – параметр форми;

$\beta$  – масштабний коефіцієнт.

Слід зазначити, що в ряді випадків для ТТСІ застосовується також і логарифмічно нормальний розподіл [2,12], але в даній роботі надалі будемо використовувати розподіл (1.1), який прийнято за базовий при оцінці зародження MSD і розробці інспекційних програм парку літаків Boeing [3].

У цьому розподілі для алюмінієвих сплавів авіаційних конструкцій звичайно приймають  $\alpha = 4$  [18,25], але на практиці ці значення можуть відрізнятися залежно від конструктивного елемента який розглядається і умов його навантаження (табл. 1.2) [3].

**Значення параметра  $\alpha$  для різних умов**

	Навантаження тиском	Зовнішнє навантаження
Літак	5	4
Компонент WFD	6	5
Деталь	8	6

Визначення масштабного коефіцієнту  $\beta$  можливе кількома шляхами, які полягають у проведенні повномасштабних втомних випробувань або використанні відповідних S-N діаграм типового сплаву [27,28]. Найпростіший спосіб полягає у визначенні параметру  $\beta$  через втомний ресурс літака, що закладається при проектуванні для заданого рівня надійності. Для алюмінієвих авіаційних конструкцій значення проектного ресурсу призначають з мінімальним рівнем надійності 0,95. Застосувавши розподіл Вейбула для значення проектного ресурсу 20000 польотів параметр  $\beta$  може бути визначений із співвідношення

$$1 - \exp\left[-\left(\frac{20000}{\beta}\right)^4\right] = 0,05. \quad (1.2)$$

Вирішуючи рівняння (1.2) відносно  $\beta$ , одержуємо значення 42026 польотів, що приблизно відповідає подвоєному проектному ресурсу [25].

### **1.2.2 Особливості об'єднання втомних тріщин в конструкціях з отворами**

Об'єднання розсіяних втомних тріщин є одним з основних механізмів руйнування при множинному пошкодженні. Цей процес відбувається у декілька стадій через які проходить розвиток пошкодження в процесі навантаження. Кожна із цих стадій характеризується наявністю пошкоджень різного розмірного рівня. Перехід між цими стадіями відбувається в основному за рахунок об'єднання дефектів при досягненні ними деякої граничної

концентрації аж до руйнування конструкції. Така схема характерна практично всім конструкційним матеріалам. Вона проявляється при різних видах навантаження і в досить широкому розмірному діапазоні [29].

Для багатоосередкового пошкодження питання об'єднання тріщин є ще більш актуальним. Оскільки цей вид пошкодження розвивається в конструкціях з багатьма отворами, існує можливість одночасного розвитку втомних тріщин від сусідніх отворів назустріч одна одній. Такий сценарій розвитку є особливо небезпечним, оскільки приводить до швидкого руйнування перемички в конструктивному елементі, а відтак формування осередку зародження магістральної тріщини і настання граничного стану конструкції.

Факт об'єднання втомних тріщин визначають виходячи з кількох можливих критеріїв. Наприклад критерій Ньюмена обчислюється через кут розкриття кінців тріщини [30]. Для кожного матеріалу є свої критичні значення даного кута, які визначені експериментальним шляхом. Визначення умов руйнування в матеріалах, які одночасно піддаються пружній і пластичній деформації можливо одним з методів нелінійної механіки руйнування з використанням  $J$ -інтеграла. При виконанні умов, що тіло повинно бути однорідним, об'ємні сили рівні нулю, краї тріщини вільні від навантажень, деформування повинно бути пружним або пружно-пластичним і описуватись теорією малого пружно-пластичного деформування,  $J$ -інтеграл не буде залежати від контуру інтегрування. Значення  $J$ -інтеграла обчислюються методами Біглі та Ландеса [31,32], Рейса [33] або методами кінцевих елементів.

У сучасній практиці найчастіше використовують критерій Свіфта, який обчислюється через розмір зони пластичної деформації при вершині тріщини (рис. 1.5). Об'єднання двох суміжних тріщин в такому випадку відбувається в той момент, коли торкаються дві зони пластичності біля вершин тріщин.

Експериментально встановлено, що при різних видах навантаження траєкторії розповсюдження близько розташованих тріщин відхиляються від початкових при зближенні їх вершин (рис. 1.6) [34-37].

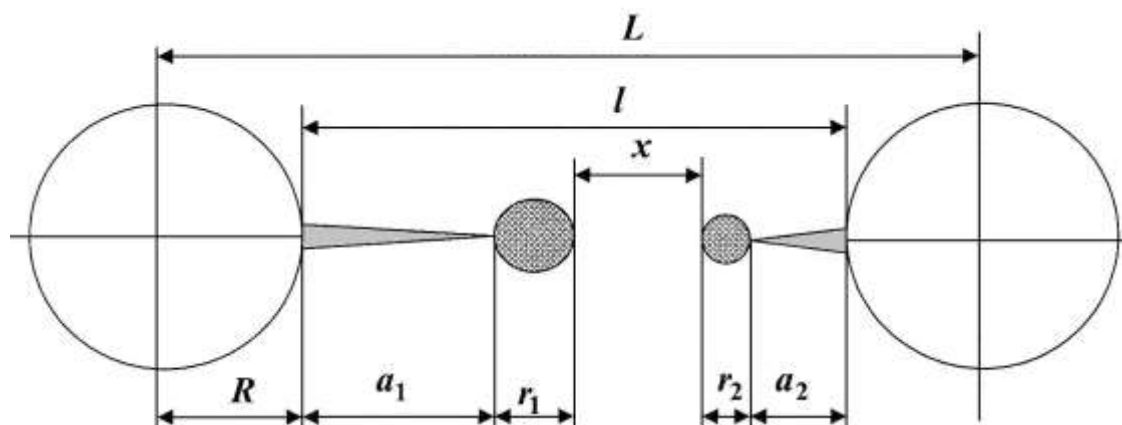


Рис. 1.5. Зони пластичної деформації при вершині тріщин.

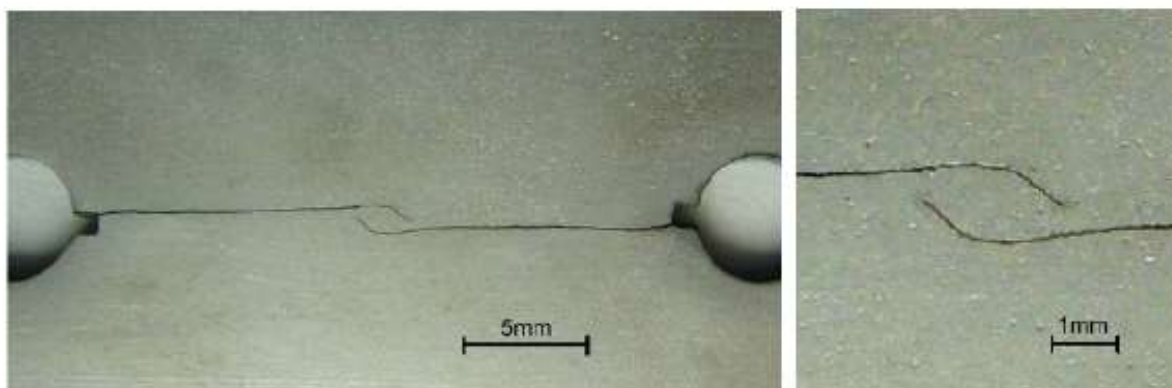


Рис. 1.6 Особливості об'єднання втомних тріщин.

Це дозволяє припустити, що взаємодія сусідніх квазіколінеарних тріщин здійснюється через певні зони впливу біля їх вершин, а об'єднання тріщин реалізується за рахунок нестійкого зсуву перемички матеріалу при торканні та накладанні цих зон. Розмір зони впливу збільшується з ростом довжини тріщини і навантаження [36,37]. Тому приймають, що вона є зоною локальної пластичної деформації при вершині тріщини. Розміри такої зони можуть визначатись різними способами. В основному для цього використовують рівняння Ірвіна (1.3),

$$r = \frac{K^2}{2\pi\sigma^2}, \quad (1.3)$$

де  $K$  – коефіцієнт інтенсивності навантаження;

$\sigma$  – діюче макроскопічне напруження;

або модель Дагдайла-Баренблатта-Білбі (1.4):

$$r = \left[ \sec\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{\sigma}{\sigma_y}\right) - 1 \right] c = \beta_\sigma c, \quad (1.4)$$

де  $\sigma_y$  – границя плинності матеріалу;

$c$  – напівдовжина тріщини;

$\beta_\sigma$  – коефіцієнт навантаженості.

У зв'язку з тим, що наявність зони пластичної деформації визначає збільшення довжини тріщини, порівняно з її «дійсною» довжиною, приймають, що її довжина рівна «дійсній» плюс доля зони пластичної деформації [38]. У якості першого наближення Ірвін прирівняв цей приріст величині радіуса зони пластичної деформації. В дійсності розмір цієї зони більший, що пов'язано з перерозподілом напружень в околі зони пластичності. Після подальших оцінок розміру зони пластичної деформації було розраховано, що її реальний розмір вдвічі більший за перше припущення. В подальшому ця величина була названа поправкою Ірвіна на пластичність. Дослідження Хана та Розенфельда [38] стосовно форми цієї зони експериментально підтвердили, що вона відповідає зображеній на рис. 1.7.

Суттєвий вплив на взаємодію і об'єднання тріщин в конструкційних матеріалах має і ряд інших факторів [39-41]: спосіб прикладання навантаження, вид напружено-деформованого стану, фізико-механічні властивості матеріалів і особливості їх структури, тип, розташування, розміри і концентрація дефектів. В цілому можна виділити два основних підходи до моделювання об'єднання розсіяних тріщин – геометричний і силовий.

В першому підході визначальним фактором є взаємне розташування пошкоджень, коли два судніх дефекти, що випадково опинилися поряд можна вважати об'єднаними без урахування силової взаємодії між ними [42,43]. Такий механізм об'єднання може бути характерним для пластичних матеріалів і



дефектів, область концентрації напруження яких має незначні розміри порівняно з розміром самого дефекту.

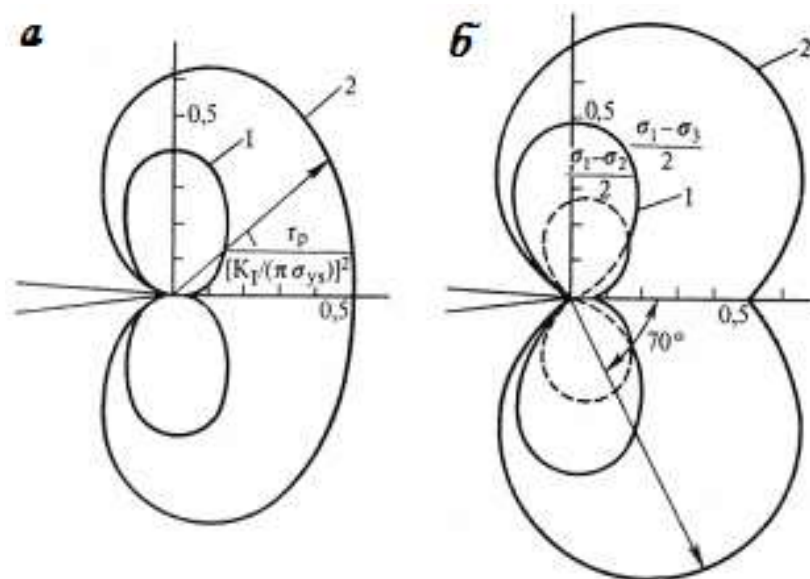


Рис. 1.7. Форма зон пластичної деформації біля вершини тріщини:  
*а* – критерій Мізеса; *б* – критерій Треска; 1 – плоска деформація; 2 – плоский напружений стан.

При другому підході процес об'єднання описується з урахуванням напружено-деформованої взаємодії між сусідніми пошкодженнями. Варто відзначити, що проблема колективної взаємодії тріщин дуже складна [44]. Тому при моделюванні об'єднання з урахуванням взаємодії тріщин роблять певні спрощення і припущення.

В роботі [45] при моделюванні об'єднання в якості прикладу, що характеризує взаємодію сусідніх дефектів, використовувалось відношення розміру одного з дефектів  $l$  і відстані між їх центрами  $r$ :  $\lambda = l/r$ . Відповідно до [41] дефекти при  $\lambda \geq 0,2 \dots 0,5$  вважаються такими, що взаємодіють, а при  $\lambda > 0,5 \dots 0,9$  – об'єднаними. Рівні по довжині колінеарні тріщини вважаються такими, що не взаємодіють при  $\lambda < \lambda_1$ , при  $\lambda_1 \leq \lambda \leq \lambda_2$  – такими, що взаємодіють і об'єднаними при  $\lambda > \lambda_2$ . Для поверхневих дефектів  $\lambda_1 = 0,5$ ;  $\lambda_2 = 0,73$ . Однак, коли тріщин дуже багато, індивідуальні особливості їх

взаємодії при об'єднанні повинні згладжуватися. В такому випадку можна говорити про деяку усереднену величину критерію  $\lambda_*$ , що відповідає об'єднанню тріщин і руйнуванню матеріалу. Це підтверджується емпіричними даними по множинному руйнуванню широкого класу матеріалів – від полімерів до твердих порід земної кори [29].

В класичній постановці проблема оцінки надійності і прогнозування залишкового ресурсу конструкцій при множинному руйнуванні полягає у визначенні функції розподілу довжини розсіяних тріщин у фіксований момент часу [46]. Знаючи ці закони можна буде визначити імовірність наявності тріщини заданої довжини. Це дозволить прогнозувати руйнування перемички та знайти імовірність об'єднання зустрічних тріщин, що і є однією із задач даної роботи.

### **1.3 Існуючі підходи до математичного і чисельного моделювання багатоосередкового пошкодження.**

На сьогодні розроблено та випробувано велику кількість підходів до чисельного і математичного моделювання MSD авіаційних конструкцій. Як правило такі підходи застосовують метод моделювання Монте-Карло для отримання початкового набору даних в межах конкретного сценарію MSD або WFD. Після цього проводять детерміноване обчислення росту та розвитку втомних тріщин математичними чисельними методами. Спершу розглянемо ті, що використовуються при проектуванні авіаційної техніки провідними авіаційними компаніями світу.

В компанії Airbus багатоосередкове пошкодження моделюють чисельно методом Монте-Карло [3]. Для отримання масиву початкових статистичних даних по матеріалу і конструкції випробовуються прості зразки з одним отвором. Після чого проводиться покрокове моделювання росту тріщин, де крок між ітераціями – це певний відтинок часу. У кожній ітерації виконують наступні операції:

– кожне потенційне місце зародження втомної тріщини перевіряється на її наявність або відсутність;

– темпи росту кожної виявленої втомної тріщини оцінюють методами механіки лінійного пружного руйнування;

– можливість об'єднання зустрічних втомних тріщин включена в етап обчислення росту тріщини. Критерієм об'єднання приймають критерій Свіфта [47].

Зазначені пункти складають одну ітерацію моделювання Монте-Карло. Потім його повторюють багато разів, але з різною втомною довговічністю на кожному потенційному місці зародження тріщини. Таким чином, кожне окреме обчислення представляє інший сценарій пошкодження. Моделювання закінчується при досягненні певних наперед визначених умов. Такими умовами можуть бути досягнення тріщиною заданого розміру або відмова конструкції згідно критерію залишкової міцності. Результатом моделювання є розподіл відмов або повної втомної довговічності чи залишкової міцності конструкції із заданою конфігурацією отворів. В методі передбачена можливість взаємодії тріщин та представлення результатів статистично, із інтервалами достовірності замість окремих значень. Та оскільки такий підхід є імовірнісним його надійність залежить від числа розглянутих сценаріїв.

Компанія Boeing для моделювання різних варіантів пошкодження на різних рівнях конструкції [27] використовує двопараметричний розподіл імовірності на базі закону Вейбула (1.1) [3]. Параметр форми  $\alpha$  цього розподілу оцінюють по даних з експлуатації або випробувань. Фактори інтенсивності напруження для росту множинних тріщин враховують перерозподіл навантаження та засновані на суперпозиції геометричних факторів взаємодії тріщин. Для колінеарних отворів під заклепки при MSD використовується геометричний фактор, який отримують з повномасштабних випробувань панелей такого з'єднання. Цей геометричний фактор застосовують для тріщин, що ростуть назустріч одна одній із сусідніх отворів. Однак, коли доступні дані

фрактографії фактичного WFD, надають перевагу використанню емпіричних кривих росту тріщин.

Моделювання росту втомних тріщини починається з підготовки початкового сценарію MSD/MED. Відповідно до результатів аналізу розподілу напруження або експлуатаційних спостережень основний початковий дефект розміщують у найбільш імовірному місці або найбільш навантаженої деталі. Вторинні дефекти розміщують навколо нього та в суміжних деталях і обчислюють їх одночасний ріст. В моделі ріст тріщин вважається детермінованим та для обчислень використовується закон Періса. Коефіцієнти цього рівняння беруть усередненими або типовими для даного матеріалу.

Lockheed-Martin Aeronautical Systems (LMAS) використовують в моделюванні розподіл EIFS [3] та проводять велику кількість випробувань для накопичення даних стосовно нього. Отримують цей розподіл базуючись на результатах повномасштабних випробувань зразків і елементів конструкції. У випробуваннях встановлюють характерний час до зародження тріщин щоб оцінити втомний ресурс. Для літаків, навантаження яких в експлуатації відмінні від спектрів лабораторних зразків всі необхідні коефіцієнти обчислюють по даним випробувань. Розрахунок часу до появи першої тріщини проводять згідно з очікуваним розкидом у поведінці деталей.

При нескінченному числі конфігурацій тріщин, що одночасно розвиваються, весь можливий діапазон кривих росту тріщин знаходиться між двома граничними випадками – можливими найменшою та найбільшою швидкостями росту. Перший випадок (найменша швидкість) представляє одна тріщина, що росте від одного навантаженого отвору, а другий (найбільша швидкість) – дві тріщини, що ростуть назустріч із суміжних отворів. Всі криві росту даного діапазону моделюють методом Монте-Карло, змінюючи інтенсивність напруження суперпозицією коригувальних коефіцієнтів взаємодіючих тріщин. Залишкову міцність розраховують після об'єднання зустрічних тріщин (за критерієм Світа). Для обчислення розміру дефектів використовують рівняння Ірвіна [48]. Точність передбачення залежить від

розміру тріщини та довжини непошкодженої перемички в конкретний момент часу. Сьогодні метод розроблено лише для алюмінієвого сплаву 2024-T3.

Підхід, прийнятий в Delta Air Lines, заснований на механіці руйнування і пристосований до зміни геометрії MSD [3]. Моделювання одночасного росту багатьох тріщин здійснюють за допомогою ітераційної послідовності моделей кінцевих елементів.

Спочатку проводять випробування однотипних зразків у яких може розвинути MSD для накопичення статистичних даних по втомній довговічності. Використовуючи статистичний аналіз цих даних та беручи до уваги типову дисперсію втомного ресурсу для алюмінієвих сплавів обчислюють кількість циклів, необхідну для появи тріщини довжиною 1,27 мм (0,05 дюйма). Всі результати розрахунків заносять у таблицю у вигляді інтервалів зародження тріщин. Їх достовірність прямо залежить від кількості отворів під заклепку у конструкції, що моделюється.

На першій ітерації у моделі присутня лише одна тріщина довжиною 0,05 дюйма біля отвору з найбільшим напруженням. На наступних ітераціях довжину цієї тріщини збільшують та вводять нові тріщини в найнебезпечніших доступних місцях конструктивного елемента. Розмах інтенсивності напруження визначають розрахунково за допомогою енергії, що вивільняється між ітераціями.

Якщо тріщини зароджуються швидко порівняно з темпами їх росту, даний аналітичний підхід спрощують. В такому випадку розглядається лише один пошкоджений отвір у межах смуги з шириною, рівною інтервалу між заклепками від обох країв якого тріщини зародились одночасно. У цьому сценарії використовується аналітична функція інтенсивності напруження замість ітераційної послідовності моделей кінцевих елементів.

Крім вищезазначених, є інші підходи, розроблені дослідниками в межах даного напрямку [22,25,49,50]. Наприклад, Гарсія та Ірвін поділили процедуру моделювання MSD на стадії, а саме: зародження втомної тріщини, її детерміноване розповсюдження та імовірнісний ріст до руйнування [49].

На першій стадії довговічність до утворення втомної тріщини з початковим розміром  $a_0$  позначили як  $N_0$  з логнормальним розподілом цієї величини. Тріщини зароджуються біля отворів в критичних зонах втоми (fatigue critical locations – FCL), які у випадку зовнішніх рядів заклепкового з'єднання розташовуються по лівому і правому краю кожного навантаженого отвору. Для цих зон нормальний розподіл  $\log N_0$  визначається як:

$$\log N_0 = \mu + \alpha\sigma, \quad (1.5)$$

де  $\mu$  – середня втомна довговічність;

$\sigma$  – стандартне відхилення;

$\alpha$  – нормально розподілена випадкова величина.

Сценарій пошкодження створюють генеруючи випадкову величину  $\alpha$  методом Монте-Карло. Для кожної FCL приймають різну втомну довговічність згідно (1.5) і у випадку початкового розміру тріщини  $a_0 = 1,0$  мм величини  $\mu[\log]$  та  $\sigma[\log]$  приймають рівними 5,6370 і 0,20 відповідно [51].

При детермінованому рості тріщин їх вершини, що виходять від навантажених отворів підпадають під спільний вплив двох областей напруження. Коефіцієнти інтенсивності напруження  $K_I$  та  $K_{II}$  обчислюються методом кінцевих елементів, а величину результуючого коефіцієнта інтенсивності напружень (КІН)  $\Delta K_{eff}$  розраховують як  $\Delta K_{eff} = \sqrt{\Delta K_I^2 + 2\Delta K_{II}^2}$  [52]. Для обчислення швидкості росту тріщини  $(da/dN)$  як функції результуючого ефективного коефіцієнта інтенсивності напруження  $(\Delta K_{eff})$  використовується рівняння Періса:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n, \quad (1.6)$$

де  $\Delta K$  – розмах коефіцієнта інтенсивності напружень у вершині тріщини;

$C$  і  $n$  – коефіцієнти рівняння Періса і є константами (параметрами тріщиностійкості) матеріалу.

Значення коефіцієнтів рівняння приймають рівними  $C = 6,09 \cdot 10^{-11}$ ,  $n = 2,6$  [53]. Тривалість росту тріщини обчислюється за допомогою рівняння (1.6) при початковій довжині тріщини  $a_0 = 1,0$  мм. Для визначення об'єднання тріщин використовується критерій Свіфта. Після об'єднання моделювання продовжують, вважаючи, що біля одного з отворів, перемичка між якими зруйнувалась, зароджується наступна тріщина довжиною  $a = 0,127$  мм (0,005 дюйма). Так формується так звана магістральна тріщина, і, оскільки, вона продовжує рости, рівень напруження в кожній точці конструкції змінюється, а отже, змінюється і початкова втомна довговічність. Для коректування початкової втомної довговічності використовується метод Майнера [54].

При аналізі множинного росту тріщин з використанням імовірнісних моделей оцінки MSD, використання методики накопичення пошкодження, значно збільшує об'єм розрахунків, оскільки потрібно враховувати зміну рівня напруження в непошкоджених втомною критичних зонах при кожному збільшенні розміру тріщини. Тому, використання цієї методики для втомних тріщин, які тільки зародились може виправдати себе лише у випадку, коли цей процес можна автоматизувати за допомогою комп'ютерного аналізу.

Щоб описати імовірнісну природу росту втомної тріщини також використовують метод Монте-Карло [55]. Беручи логарифм від обох сторін (1.6), одержимо:

$$\log \frac{da}{dN} = \log C + n \log(\Delta K_{eff}). \quad (1.7)$$

Щоб описати стохастичну природу поширення втомної тріщини до (1.7) додана нормально розподілена змінна  $Z \sim N(0, \sigma_z^2)$ :

$$\log \frac{da}{dN} = \log C + n \log(\Delta K_{eff}) + Z. \quad (1.8)$$

Розглядаючи властивості стандартного нормального розподілу, імовірність того, що результат вимірювання потрапить в інтервал  $Z \leq Z_p$ , дається виразом  $P(Z \leq Z_p) = p$  і  $Z_p$  може бути записана як:

$$Z_p = \alpha_p \sigma_z. \quad (1.9)$$

Коли ймовірність  $p$  задана,  $\alpha_p$  може бути визначена із стандартного нормального розподілу. Вираз (1.7) дає детерміновану середню швидкість росту втомної тріщини. Імовірнісна швидкість росту тріщини, що описується (1.8), може бути спрощена, якщо величина  $n$  представлена як середня постійна величина, та імовірнісний характер росту тріщини дорівнює постійній  $C$  і відповідає логарифмічно нормальному розподілу. Тому, (1.8) і (1.9) можуть бути переписані як:

$$\log\left(\frac{da}{dN}\right)_p = \log C_p + n \log(\Delta K_{eff}), \quad (1.10)$$

де  $\log C_p = \log C + \alpha_p \sigma_z$  – випадкова змінна, що розподілена нормально із середнім значенням  $\log C$  і дисперсією  $\sigma_z^2$ . Вираз (1.10) може бути переписаний як

$$\frac{da}{dN} = [C \exp(\alpha_p \sigma_z)] (\Delta K_{eff})^n. \quad (1.11)$$

Для даної величини  $\alpha_p$  число циклів  $N_f$  необхідне для росту тріщини від початкового розміру  $a_0$  до розміру  $a_f$  одержують інтегруванням (1.11).

Ґрунтуючись на результатах Вірклера [56], вважають, що кожен початковий сценарій появи пошкодження має специфічну величину  $\alpha_p$ . У цій роботі було прийняте припущення Проппа –  $\sigma_z[\log] = 0,043$  [57].

Хорст запропонував підхід заснований на використанні дисперсії даних втомної довговічності випробуваних маленьких зразків [50]. Ці випробування проводились щоб визначити випадково розподілені сценарії пошкодження та прийняти їх як початковий стан для подальшого детермінованого обчислення.



Зазвичай втомні тріщини зароджуються біля краю отвору під заклепку, що і було визначено як найпростіший початковий сценарій пошкодження, хоча і відомо, що в реальних конструкціях втомні дефекти можуть з'являтися не лише біля отворів, а й у поверхнях, що до них прилягають [58]. Однак в даному підході цим нехтують, оскільки модель втомного пошкодження базується на чітких і статистично обґрунтованих результатах випробувань зразків з'єднання.

Очевидно, що на розвиток втомних пошкоджень, а отже і на розкид даних по втомній довговічності впливають багато чинників [59]. Вони також можуть бути і причинами виникнення MSD, тому основні відомості із цього питання беруться з експериментальних даних. Інші чинники, що здатні негативно вплинути на стан конструкції (корозія, наявність ремонтів елементів, брак виробництва) в детерміновану модель явно не включені і повинні бути враховані задалегідь.

Для опису даних по поведінці втомних дефектів і їхнього розкиду, було обрано логарифмічно нормальний розподіл, тому що його параметри при обмеженому числі втомних випробувань визначаються з більшою точністю, ніж параметри трипараметричного розподілу Вейбула. В свою чергу розподіл Вейбула дає набагато кращі результати коли потрібно приймати до уваги ефект розміру, наприклад у випадку моделювання конструкції з великою кількістю критичних місць потенційного зародження втомних тріщин.

В моделі використовується простий лінійний критерій накопичення пошкодження. Початкова довжина тріщини детермінованого обчислення була встановлена як 0,1 мм. Кожен зі сценаріїв моделювання починається з випадкового розподілу пошкоджень в кожному критичному місці розташування втоми. Фактично це процес надання функції  $F(z)$ , що є накопиченою імовірністю відмови випадкового значення в інтервалі  $[0,1]$  для кожного критичного місця. Ця процедура виконується за допомогою моделювання Монте-Карло.

Для побудови детермінованої моделі конфігурація заклепкового з'єднання була ідеалізована. До уваги прийняли три можливі типи навантаження отвору

під заклепку: розподілене навантаження, зосереджене навантаження і згин. У даному випадку згином знехтували. Для більш надійної і адекватної оцінки були використані складніші методи, як наприклад, тривимірний метод кінцевих елементів [60], але ці підходи не могли забезпечити достатню кількість даних для складних конфігурацій у моделюванні Монте-Карло.

В моделі використовується метод складання [61] для оцінки складних багаторазових взаємодій тріщин між собою та у інших граничних випадках. Головна ідея методу полягає в тому, що напруження біля кінця тріщини збільшується за рахунок взаємодії з іншими граничними факторами і це потрібно моделювати додатковими підходами, що враховують множинні взаємодії. Цей факт був використаний, щоб розширити метод на отвори під заклепку, що зосереджено навантажені лише частково. З метою прискорення процесу дані використовувалися як інтерпольовані набори рівнянь [62-64].

Окрім того для моделі потрібен критерій з'єднання двох суміжних тріщин. У якості такого критерію використано критерій, запропонований Свіфтом. Для опису поширення тріщини було використано закон Формана.

Павелко [65] розглядає імовірнісну модель MSD, що враховує наявність у конструкції лінійного масиву однакових отворів з постійним кроком. В моделі припускається, що залишкова міцність конструкції в околі кожного дефекту однозначно визначається найдовшим рядом послідовних пошкоджених концентраторів. Такий підхід добре описує процес зміни залишкової міцності заклепкового шва фюзеляжу від циклічної зміни тиску.

В моделі конструкція з багатьма отворами представлена як сукупність окремих отворів, надійність та довговічність кожного з яких впливає на надійність конструкції в цілому. Довговічність окремого отвору представлена випадковою змінною  $N$ , яка має щільність розподілу  $f(N)$ . Для конструкції в цілому опис довговічності подається як комбінація незалежних випадкових змінних по кожному отвору. Тобто функція розподілу довговічності конструкції визначається довговічністю її найбільш слабкого місця.

Із прикладної точки зору залишкова міцність конструкції  $R$  є найважливішим параметром багатоосередкового втомного пошкодження. Це випадкова функція часу, яка залежить від багатьох, також випадкових, змінних:

- 1) кількість тріщин  $k$ , що з'являються в  $n$  потенційних джерелах втомного пошкодження;
- 2) розмір тріщин  $l_i$  ( $i = 1, \dots, k$ ) і їх розподіл по джерелах;
- 3) ступінь впливу тріщин на навантажений стан конструкції;
- 4) ступінь взаємного впливу тріщин на темпи їх зростання.

У результаті залишкова міцність конструкції  $R$  з експлуатаційним часом  $N$  (параметр тривалості навантаження конструкції) є випадковою функцією багатьох змінних. Якщо відомі кількість та розміри тріщин, то поклавши  $R_{adm}$  як припустиму залишкову міцність по умовам літної придатності, можна визначити випадковий максимальний експлуатаційний час  $N^*$ , при досягненні якого конструкція стане неефективною.

Аналізуючи залежності, легко бачити, що залишкова міцність є неявною функцією експлуатаційного часу. Це означає, що її величина безпосередньо залежить від розмірів тріщин, їх кількості, взаємного розташування і т.д. У цій ситуації завдання визначення  $N^*$  може бути розділене на два незалежних завдання:

- 1) визначення залишкової міцності, як певної функції кількості  $k$  та розмірів  $l_i$  тріщин та їх взаємного розташування;
- 2) визначення випадкової конфігурації багатоосередкового втомного пошкодження залежно від експлуатаційного часу  $N$ .

Таким чином, завдання визначення максимального експлуатаційного часу до зниження припустимої залишкової міцності складається з детермінованих і випадкових компонентів. Перше завдання вирішується методами механіки руйнування. Розв'язання другого завдання передбачає декілька стадій:

- 1) визначення у заданий час  $N$  розподілу пошкоджень між окремим джерелами  $p_i(N)$ ;

2) визначення стандартних імовірних конфігурацій багатоосередкового втомного пошкодження;

3) визначення залишкової міцності  $R_k$  для кожної стандартної конфігурації у заданий час.

Діаграма розвитку багатоосередкового втомного пошкодження базується на використанні моделі втомної відмови в одному ізольованому джерелі і припускається взаємна незалежність окремих джерел у складі даного виду пошкодження. Її можна використати для визначення розподілу дефектів ( $k \ll n$ ), при умові відносно низької швидкості росту втомних тріщин. Дана модель дозволяє визначити імовірність появи  $k$  дефектів, але не показує їх взаємне розташування, від якого залежить залишкова міцність. Тому на другому кроці вирішення задачі визначають імовірність появи стандартних імовірних конфігурацій багатоосередкового втомного пошкодження. Для них повинно бути визначене таке взаємне розташування джерел пошкодження, для якого при фіксованій довжині тріщин  $l_i$  і кількості дефектів залишкова міцність має тільки одне значення.

Модель конструкції – однорідно навантажений лист з періодичною системою однорідних концентраторів напруження (заклепковим швом). Передбачається, що в кожного отвору є два концентратори із загальною кількістю  $n$ . Першим параметром є кількість пошкоджених місць  $k$ . Очевидно, що повна кількість конфігурацій становить  $C_n^k$ , а імовірність їх виникнення –  $p_{nk}$ . Залишкова міцність  $R$  із зареєстрованим  $k$ , визначається взаємним розташуванням дефектів. Нехай залишкова міцність типової конфігурації визначається критичним значенням певного параметра. Це може бути сума довжин всіх тріщин, сума довжин двох суміжних тріщин, і т.д.

Якщо для кожної стандартної конфігурації  $k$  імовірність її виникнення  $p_k$  відома при даному експлуатаційному часі, можуть бути визначені такі числові характеристики залишкової міцності як математичне очікування  $\bar{R}$  і дисперсія  $D(R)$ . Застосувавши метод послідовних наближень, можна визначити  $N^*$ .

Імовірність формування стандартної конфігурації із критичним пошкодженням може бути приблизно визначена формулою, отриманою подвійним застосуванням біноміального розподілу. В результаті імовірність виникнення стандартних конфігурацій з кількістю критичних пошкоджень  $k$  може оцінюватися як:

$$p_k = \sum_{j=1}^{m_1} C_{m_1+n_j}^j p_m^j (1-p_m)^{m_1+n_j-j} \cdot \left( \sum_{i=1}^r C_{n_j}^i p^i (1-p)^{n_j-i} \right), \quad (1.12)$$

де  $n_j = n - j \cdot (k + 1)$  – кількість решти можливих положень;

$m_1 = \text{fix} \left( \frac{n}{k+1} \right)$  – максимальна кількість критичних пошкоджень, що

одночасно виникли;

$p_m = p^k (1-p)$  – імовірність появи  $m_1$ .

Очевидно, що ця оцінка не зовсім точно визначає формування конфігурації із критичним пошкодженням в дійсності. Для отримання більш точних результатів потрібні дані статистичні випробувань.

Порівняння результатів статистичних випробувань із обчисленнями по формулі (1.12) показують добре узгодження залежності імовірності руйнування елемента від розмірів пошкодження. Однак спостерігаються істотні кількісні розходження в розмірах пошкоджень біля отворів. При високих ймовірностях руйнування елемента оцінка по формулі (1.12) трохи більша порівняно з статистичним моделюванням.

Підхід PISA (Probabilistic Investigation for Safe Aircraft) [66-68], що пропонується в роботі Кавалліні та Лаццері [22], розроблено для оцінки імовірності відмови заклепкових з'єднань внахлест і укріплених панелей. За його допомогою моделюють поведінку втомних дефектів протягом всього часу їх розвитку від зародження до остаточного руйнування. Оскільки характеристики утворення тріщини мають значний вплив на подальший втомний ресурс, підхід використовує розподіл EIFS. При цьому ріст тріщини

відбувається від певного «нульового» часу до остаточного руйнування конструкції. Стохастична поведінка явища описується чотирма змінними:

- EIFS,
- параметр  $C$  закону Періса,
- в'язкість руйнування  $K_{Ic}$ ,
- імовірність виявлення тріщини методами неруйнівного контролю.

На початку моделювання втомні пошкодження випадковим чином розподіляють по конструкції. Вважається що у момент часу  $t = 0$  у критичних точках біля отворів присутні тріщини з певною початковою довжиною, котру визначають із розподілу EIFS. Для росту кожної тріщини застосовується закон Періса і оцінюється коефіцієнт інтенсивності напруження  $K$  (1.13), виділенням впливу однорідної напруги  $S_\infty$  і зосередженого навантаження  $P_i$  [69,70]:

$$K = \frac{1}{2} \cdot CR_{tot} \cdot (S_\infty + S_{bypass}) \cdot \sqrt{\pi \cdot a_i} + \frac{1}{2} \cdot CP_{tot} \cdot p \cdot \sqrt{\pi \cdot a_i} \quad (1.13)$$

де  $S_{bypass}$  – напруження заклепок (припускається однорідним вздовж ряду);

$a_1$  і  $a_2$  – довжини тріщин біля обох сторін отворів;

$p$  – однорідний тиск на отвір, через навантаження заклепки.

Об'єднання тріщин прийнято відповідно до критерію Свіфта. Відмова конструкції може відбутися при досягненні напруженням межі текучості або в'язкості руйнування.

Для процедури моделювання дефекту використовується спрощена модель зразка з наскрізною тріщиною в заклепковому з'єднанні внахлест та беруться до уваги ефекти зенковки отвору, мембранного напруження, кільцевого напруження і зосередженого навантаження. Ефект взаємного впливу заклепок та істинне значення вторинного вигину не розглядаються, тому що вважається що вони враховані разом як єдиний ефект в розподілі EIFS.

Підхід EIFS також застосовує у своєму методі Рамбалакос і Деодатіс [25]. Метод розроблено для розрахунку і прогнозування зменшення залишкової міцності елементів авіаційних конструкцій з використанням моделювання Монте-Карло. Розподіл імовірності для часу до зародження початкової тріщини

слідуює з двопараметричного розподілу Вейбула [27,28,71,72] з функцією щільності імовірності:

$$TTCI(t) = \frac{\alpha}{\beta} \cdot \left(\frac{t}{\beta}\right)^{\alpha-1} \cdot \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (1.14)$$

де  $\alpha$  – параметр форми і  $\beta$  – масштабний коефіцієнт.

Після утворення тріщина починає розповсюджуватись із швидкістю, що прийнята детермінованою та задається залежністю (1.6). Розмах коефіцієнту інтенсивності напруження у циклі, розраховують за формулою:

$$\Delta K = F\left(\frac{a}{r}\right) \cdot \Delta\sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a}, \quad (1.15)$$

де  $\Delta\sigma$  – розмах номінальних напружень в циклі;

$F\left(\frac{a}{r}\right)$  – геометрична функція корекції.

Величина розмаху номінальних напружень для конструкції визначається змінним навантаженням на фюзеляж від перепаду тиску в польотному циклі (земля – крейсерська висота – земля), а також аеродинамічними впливами та навантаженнями при посадці. В цьому підході складнонапружений стан елемента обшивки біля отвору представлено у вигляді одновісного. Для пластини з отвором радіусом  $r$ , з якого виходить тріщина довжиною  $a$ , геометрична функція корекції визначається як:

$$F\left(\frac{a}{r}\right) = 1 + 2,36 \cdot \exp\left[-2,08 \cdot \left(\frac{a}{r}\right)\right]. \quad (1.16)$$

Рівняння (1.16) описує вплив на коефіцієнт інтенсивності напруження у вершині тріщини поля підвищеного напруження через ефект концентрації. Також підвищення напруження може бути викликане перерозподілом навантаження за рахунок зменшення несучої площі перерізу вздовж заклепкового з'єднання внаслідок наявності в ньому певної кількості тріщин.

Моделювання Монте-Карло, що використовувалось у всіх вище описаних методах окрім високої ефективності та відпрацьованої методології застосування має недоліки. Вихідними параметрами після проведення моделювання є статистичні оцінки певних величин, як правило, залишкової міцності та довговічності. При цьому перебіг моделювання сильно залежить від прийнятих припущень та закладених в модель параметрів. Це означає, що подібні чисельні експерименти не відбивають цілісного впливу на процес розвитку MSD визначальних факторів пошкодження – процесу виникнення тріщин, формування стохастичності їх розмірів неоднорідності, явища взаємодії зустрічних тріщин при їх об'єднанні.

Випадкова природа MSD обумовлена стохастичним розсіюванням часу до утворення тріщин, випадковим характером експлуатаційного навантаження, випадковим розповсюдженням та об'єднанням тріщин. Саме тому оцінка ресурсних показників, надійності та залишкової міцності повинна здійснюватися в імовірнісному аспекті. Для побудови імовірнісної моделі MSD базовою характеристикою є статистичний розподіл циклічного напруження до виникнення втомної тріщини. Він дає можливість отримати функцію розподілу довжини тріщин у фіксований момент часу, що необхідно для проведення оцінки характеристик надійності та безвідмовної роботи конструкції. В роботах [73-78] була здійснена спроба отримати подібний розподіл. Оскільки цей розподіл істотно визначається випадковим часом утворення тріщин, то в свою чергу випадкове їх об'єднання при зустрічному рості об'єктивно залежить від статистичної неоднорідності їх розмірів у фіксований момент часу. Таким чином, реалізація методології чисельної оцінки надійності та ресурсу заклепкових з'єднань можлива при наявності адекватних статистичних моделей, що дають обґрунтування розподілу довжини тріщин у фіксований момент часу та імовірнісної моделі їх об'єднання.



#### 1.4 Мета та задачі дослідження

Таким чином метою даного дослідження є розробка та обґрунтування методу прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні.

Для досягнення поставленої мети повинні бути вирішені наступні **задачі дослідження:**

1. Розробити методика проведення експериментальних досліджень втомного багатоосередкового руйнування зразків та методика реєстрації і вимірювання розміру втомних тріщин під час експерименту;

2. Провести експериментальні дослідження багатоосередкового пошкодження модельних зразків з багатьма концентраторами, а також обробку і аналіз отриманих даних. Побудувати залежності росту втомних тріщин від циклічного напручування;

3. Базуючись на даних експерименту визначити статистичні розподіли довжини втомних тріщин при фіксованих значеннях циклічного напручування;

4. Розробити математичну модель формування розподілу довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні;

5. Розробити імовірнісну модель об'єднання втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні;

6. Розробити імовірнісну модель багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання авіаційних конструкцій;

7. Базуючись на імовірнісній моделі багатоосередкового пошкодження розробити метод прогнозування ресурсу та визначення надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій.

8. Перевірити працездатність та точність розробленого методу шляхом порівняння прогнозованого ресурсу заклепкових з'єднань з даними експерименту.

## РОЗДІЛ 2 МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БАГАТООСЕРЕДКОВОГО ПОШКОДЖЕННЯ ДЛЯ ОЦІНКИ НАДІЙНОСТІ ТА РЕСУРСУ ЗАКЛЕПКОВОГО З'ЄДНАННЯ

Багатоосередкове пошкодження авіаційних конструкцій проявляється, як правило, в рядах заклепкових з'єднань і характеризується утворенням втомних тріщин у отворів під заклепки, їх розповсюдженням вздовж з'єднання і об'єднанням тріщин, що ростуть назустріч з сусідніх отворів [79]. Враховуючи велику кількість заклепкових з'єднань в конструкціях сучасних літальних апаратів, цілком очевидно, що оцінка ресурсних показників, надійності і залишкової міцності таких конструкцій повинна проводитися у імовірнісному аспекті.

В роботі [65] запропоновано підхід до побудови наближеної моделі розвитку MSD в заклепкових з'єднаннях, заснованої на статистичному представленні залишкової міцності авіаційної конструкції як функції часу експлуатації, кількості і розмірів втомних тріщин, конфігурації їх розподілу в заклепковому ряді, взаємного впливу тріщин при навантаженні та інших факторів. Розглянуто спрощений варіант такої моделі, коли всі тріщини мають однаковий розмір, а основним пошкоджуючим фактором є несприятлива конфігурація їх розміщення в ряді отворів під заклепки. Такий підхід не протирічить нормативним вимогам [1], згідно до яких при відсутності інформації про розподіл розмірів багатоосередкових тріщин: «...рекомендується при определении предельного состояния принимать одинаковый размер повреждения в каждом из идентичных очагов». Однак відсутні рекомендації про вибір цього розміру, що може привести як до заниження, так і до завищення ресурсних показників конструкції.

Випадкова природа MSD обумовлена стохастичним розсіюванням часу до утворення тріщин, випадковим характером експлуатаційного навантаження, випадковим розповсюдженням і об'єднанням тріщин. Більшість з цих факторів враховується при чисельному моделюванні даного виду пошкодженості. Для цього, як правило, використовується метод Монте-Карло, що реалізує різні

моделі втомного руйнування заклепкових з'єднань [21,22,56,80]. Результатом чисельного експерименту є статистичні оцінки характеристик міцності та довговічності конструкції. Це зміна залишкової міцності від часу експлуатації [21], співвідношення між тривалістю стадії до зародження тріщин і стадії їх розповсюдження до критичного розміру [56,80], розподіл числа льотних циклів до руйнування [22,56], статистичні характеристики пошкодженості необхідні для оцінки рівня ризику при експлуатації авіаційних конструкцій з допустимими пошкодженнями [22].

Не дивлячись на свою ефективність, результати чисельного експерименту, як правило, обмежуються областю значень заданих при моделюванні параметрів і не відображають цілісного впливу на процес MSD визначальних факторів пошкодженості – процесу утворення тріщин, формування стохастичності їх розмірів, як наслідок процесів зародження і розповсюдження тріщин, явища взаємодії зустрічних тріщин при їх об'єднанні. Тому однією з цілей даної роботи є розробка узагальненої імовірнісної моделі MSD, заснованої на статистичному описі основних проявів втомної пошкодженості заклепкових з'єднань і призначеної для визначення надійності та імовірнісного прогнозування ресурсних показників авіаційних конструкцій з великою кількістю концентраторів напруження.

## **2.1 Імовірнісна модель багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання. Показники надійності та ресурсу**

Для побудови моделі розглянемо елемент обшивки фюзеляжу літака, розташований вздовж заклепкового з'єднання, що складається з  $n$  заклепок і включає перемичку між двома сусідніми отворами радіусом  $r$  (рис. 2.1. а). Довжина такого елемента  $L$  рівна відстані між заклепками в ряду, а ширина  $H$  обмежується відстанню між сусідніми рядами заклепок.

При  $n$  заклепках кількість таких елементів буде  $n - 1$ , причому перемичка будь-якого з них в момент часу  $t$  може перебувати в трьох можливих станах (рис. 2.1. б): 1) тріщини відсутні; 2) наявна одна тріщина; 3) є дві тріщини.

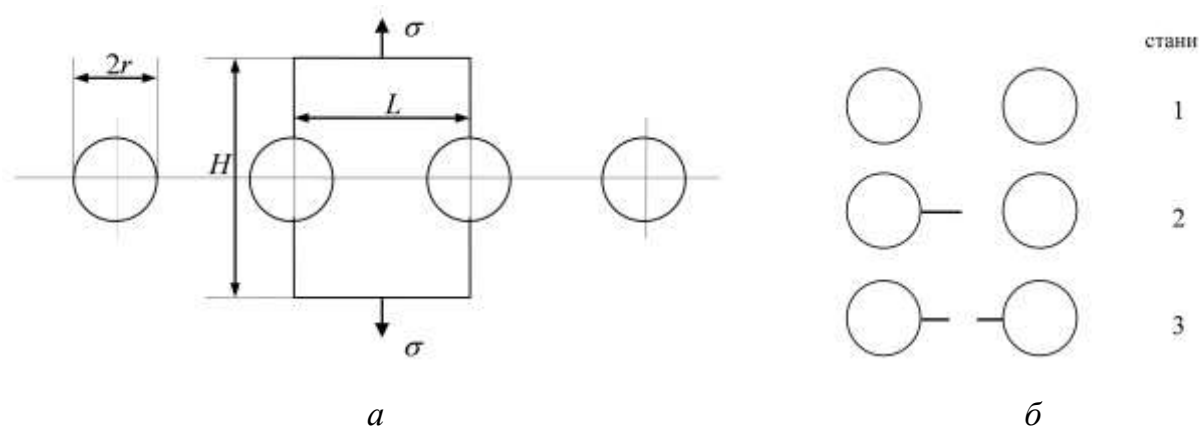


Рис. 2.1. Схема елемента обшивки між сусідніми отворами під заклепки (а) і позначення можливих станів пошкодженості такого елемента (б).

Припускаємо, що на початковій стадії MSD дані стани є незалежними, тобто утворення тріщини біля будь-якого отвору не залежить від того чи є тріщина з іншого боку цього ж отвору, а також від наявності тріщин в сусідніх отворах. Варто відмітити, що при розповсюдженому розвитку MSD прийняте припущення стає не коректним, оскільки наявність великої кількості тріщин буде приводити до зменшення несучого перерізу обшивки вздовж заклепкового з'єднання і, відповідно, до перерозподілу навантаження біля отворів.

Таким чином, можливі стани розглядуваного елемента утворюють повну групу незалежних подій. Позначимо їх імовірності як  $P_0(t)$ ,  $P_1(t)$  і  $P_2(t)$ . Враховуючи, що перемичка містить два потенційних джерела зародження тріщин, виразимо ці імовірності через функцію  $F_i(t)$ , яка виражає розподіл часу до виникнення тріщини початкової довжини:

$$P_0(t) = [1 - F_i(t)]^2; \quad (2.1)$$

$$P_1(t) = 2F_i(t)[1 - F_i(t)]; \quad (2.2)$$

$$P_2(t) = F_i^2(t). \quad (2.3)$$

Приймаємо, що граничний стан при MSD відповідає руйнуванню хоча б однієї з перемичок в заклепковому з'єднанні. Ця подія може бути досягнута двома способами:

1. За рахунок розповсюдження однієї тріщини в перемичці до граничної довжини  $a_*$ ,  $a_* \leq L$ .

2. За рахунок об'єднання двох тріщин, що ростуть в перемичці назустріч одна одній.

Імовірність реалізації першої події рівна імовірності того, що хоча б в одному елементі, який має на момент часу  $t$  одну тріщину, її довжина буде більше граничної величини  $a_*$ . Визначимо цю імовірність з припущенням, що відома функція розподілу довжини тріщин в момент часу  $t$  –  $F_a(a;t)$ .

Для будь-якого розглядуваного елемента конструкції, що містить одну тріщину, імовірність того, що її довжина в момент часу  $t$  менше значення  $a_*$  буде рівна

$$q_1(a_*;t) = F_a(a_*;t), \quad (2.4)$$

При досить великому  $n$  ( $n \gg 1$ ) кількість таких елементів  $n_1(t)$  можна визначити з статистичної оцінки для імовірності  $P_1(t)$ :

$$n_1(t) = (n-1)P_1(t). \quad (2.5)$$

Імовірність того, що в жодному з  $n_1(t)$  елементів заклепкового з'єднання за час  $t$  довжини тріщин не будуть перевищувати значення  $a_*$ , з врахуванням (2.4) і (2.5) буде рівна

$$Q_1(a_*;t) = q_1^{n_1(t)}(a_*;t) = F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*;t). \quad (2.6)$$

На основі (2.6) отримаємо вираз для шуканої імовірності граничного стану, коли хоча б в одній перемичці заклепкового з'єднання в момент часу  $t$  тріщина буде мати довжину, що перевищує критичне значення  $a_*$ :

$$\Omega_1(a_*;t) = 1 - Q_1(a_*;t) = 1 - F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*;t). \quad (2.7)$$

Розглянемо другий спосіб реалізації граничного стану – руйнування перемички за рахунок об'єднання тріщин, що ростуть назустріч одна одній.

Нехай для елемента конструкції, що містить дві тріщини в перемичці, відома імовірність їх об'єднання  $G(t)$  в момент часу  $t$ . Кількість таких елементів при  $n \gg 1$  буде наближатися до значення

$$n_2(t) = (n - 1)P_2(t). \quad (2.8)$$

Імовірність того, що в жодному з  $n_2(t)$  елементів заклепкового з'єднання за час  $t$  об'єднання тріщин не відбудеться, визначається з врахуванням (2.8) як

$$Q_2(t) = [1 - G(t)]^{(n-1)P_2(t)}. \quad (2.9)$$

Аналогічно раніше використаному підходу, для імовірності реалізації граничного стану заклепкового з'єднання при об'єднанні тріщин хоча б в одному елементі з оглядом на (2.9) будемо мати:

$$\Omega_2(t) = 1 - [1 - G(t)]^{(n-1)P_2(t)}. \quad (2.10)$$

Відповідно до прийнятої раніше умови, граничний стан заклепкового з'єднання реалізується при руйнуванні хоча б однієї пошкодженої перемички або через ріст однієї тріщини до граничного розміру  $a_*$ , або за рахунок об'єднання тріщин, що розповсюджуються назустріч одна одній. Ці події є незалежними, тому, використовуючи вирази (2.7) і (2.10), для імовірності настання граничного стану за час  $t$  можна записати:

$$\Omega_*(t) = \Omega_1(a_*; t) + \Omega_2(t) = 2 - F_a^{(n-1)P_2(t)}(a_*; t) - [1 - G(t)]^{(n-1)P_2(t)} \quad (2.11)$$

На основі формули (2.11) можна отримати ряд результатів, що можуть мати практичне застосування.

**Імовірність безвідмовної роботи.** Як уже зазначалось, заклепкове з'єднання, що складається з  $n$  заклепок в ряду, включає  $n - 1$  перемичок між отворами. Імовірність руйнування перемички задається функцією (2.11) при умові, що перемичка до цього була пошкоджена – має одну або дві тріщини. Імовірність пошкодження рівна  $1 - P_0(t)$ . Отже, для імовірності  $P_*(t)$  події, що будь-яка, випадковим чином обрана з сукупності  $n - 1$  перемичка, до моменту часу  $t$  зруйнована, можна записати:

$$P_*(t) = [1 - P_0(t)]\Omega_*(t). \quad (2.12)$$

Тоді імовірність безвідмовної роботи (надійності) заклепкового з'єднання  $R(t)$  – імовірність такої події, коли за час  $t$  жодна перемичка між отворами не буде зруйнована, визначиться з виразу

$$R(t) = [1 - P_*(t)]^{n-1} = [1 - \Omega_*(t) + \Omega_*(t)P_0(t)]^{n-1}. \quad (2.13)$$

**Розподіл ресурсу.** Ресурс конструкції  $T$  за визначенням – це час експлуатації до граничного стану. Граничний стан для функції  $\Omega_*(t)$  задано умовою руйнування хоча б однієї перемички між отворами. У загальному випадку число таких зруйнованих перемичок  $n_*(t)$  в момент часу  $t$  може бути  $n_*(t) \geq 1$ , тому для прогнозування ресурсу необхідно конкретизувати умову настання граничного стану залежно від значення  $n_*(t)$ .

Визначимо імовірність  $P_{n-1}^{n_*}(t)$  того, що до моменту часу  $t$  серед  $n-1$  перемичок опиниться не більше  $n_*$  зруйнованих. Така імовірність буде рівна

$$P_{n-1}^{n_*}(t) = \sum_{i=0}^{n_*} C_{n-1}^i P_*^i(t) [1 - P_*(t)]^{n-1-i}, \quad (2.14)$$

де  $C_{n-1}^i$  – біноміальні коефіцієнти. Зазначимо, що при  $n_* = 0$  (всі перемички цілі) з (2.14) слідує вираз (2.13).

Природним є припущення, що в заклепковому з'єднанні не повинна допускатись наявність великої кількості числа зруйнованих перемичок. Тоді, при малому значенні  $n_*$  і досить великому  $n-1$  ( $n_* \ll n-1$ ), розподіл числа зруйнованих перемичок (2.14) асимптотично описується законом Пуассона:

$$P_{n-1}^{n_*}(t) = \sum_{i=0}^{n_*} \frac{\eta^i(t)}{i!} e^{-\eta(t)}, \quad (2.15)$$

де  $\eta(t)$  – середнє значення  $n_*$ , яке задається співвідношенням

$$\eta(t) = (n-1)P_*(t). \quad (2.16)$$

Нехай для розглядуваного заклепкового з'єднання оговорено, що граничний стан реалізується при руйнуванні лише однієї перемички:  $n_* = 1$ . В такому випадку функція розподілу ресурсу  $F_T(T)$  визначиться з умови  $F_T(T) = \Pr\{n_*(T) > 1\}$ , де  $\Pr\{\cdot\}$  – оператор імовірності. На основі (2.15) отримаємо

$$F_T(T) = 1 - \sum_{i=0}^1 \eta^i(T) e^{-\lambda(T)} = 1 - [1 + \eta(T)] e^{-\eta(T)}, \quad (2.17)$$

де параметр  $\eta(T)$  визначається на основі співвідношень (2.12) і (2.16):

$$\eta(T) = (n - 1)[1 - P_0(T)]\Omega_*(T). \quad (2.18)$$

Варто зазначити, що розподіл ресурсу заклепкового з'єднання (2.17) пов'язаний з функцією його надійності  $R(t)$ . Так, з (2.13) отримаємо

$$P_*(t) = 1 - R^{\frac{1}{n-1}}(t). \quad (2.19)$$

Тоді параметр розподілу ресурсу  $\eta(T)$ , згідно формул (2.16) і (2.19) може бути розраховуватись за залежністю (2.20) замість (2.18):

$$\eta(T) = (n - 1)[1 - R^{\frac{1}{n-1}}(T)]. \quad (2.20)$$

Таким чином, підсумовуючи вище викладене, можна зробити висновок, що в основі розробленої імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання лежать три ключові залежності, а саме: функція розподілу числа циклів до утворення тріщин певного початкового розміру, функція розподілу довжини втомних тріщин при фіксованому напрацюванні та імовірність об'єднання тріщин, що ростуть назустріч від сусідніх отворів.

В якості функції розподілу напрацювання до зародження тріщин часто використовується двопараметричний розподіл Вейбула [3,18,19,25,26]. При цьому початкова довжина тріщини у різних роботах варіюється від 1 мм до 2,5 мм (0,1 дюйма). Обґрунтуванню двох інших функцій будуть присвячені наступні підрозділи.



## 2.2 Обґрунтування ступеневого розподілу довжини втомних тріщин

Співвідношення між кількістю та розмірами дефектів суцільності є фундаментальною характеристикою пошкодженості твердих тіл при множинному руйнуванні. Дане співвідношення у вигляді статистичного розподілу розміру тріщин широко використовується для побудови моделей руйнування твердих тіл і вирішення багатьох проблемних задач по прогнозуванню несучої здатності реальних конструкцій.

В роботах [81,82] встановлена подібність емпіричних залежностей кількості дефектів  $n$  від їхнього розміру  $a$  в найширшому діапазоні масштабів пошкодженості – від мікронного розмірного рівня до масштабу руйнування земної кори. Наприклад, стадійність пошкодженості зони пластичної деформації перед вершиною тріщини, що росте, характеризується зміною розподілу розмірів розсіяних мікрodefektів від експоненційного типу ( $n \propto \exp(-a)$ ) до ступеневого  $n \propto a^{-\gamma}$  [83].

З використанням статистичного розподілу розміру дефектів вирішується багато задач, пов'язаних з прогнозуванням ресурсу конструкцій, імовірнісною оцінкою їх міцності та надійності [84]. Наприклад, якщо граничний стан конструкції з тріщинами настає при досягненні однією з тріщин гранично допустимої довжини  $a_*$ , то функція розподілу ресурсу  $T$  такої конструкції визначається співвідношенням  $F(T) = 1 - P(a_*, T)$ , де  $P(a, t)$  імовірність того, що в момент часу  $t$  в конструкції немає жодної тріщини з довжиною більше  $a$  (функція розподілу довжини тріщин) [45].

Інформація про розподіл розмірів дефектів дозволяє вирішувати задачі по оцінці надійності їх виявлення при неруйнівному контролі конструкцій [85], а також є базовою при прогнозуванні об'єднання розсіяних на поверхні тріщин в умовах множинного руйнування [86,87].

Частковим випадком множинного руйнування є втомне багатоосередкове пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій. Враховуючи велику кількість осередків руйнування – отворів під заклепки, а також

випадкову природу утворення та росту дефектів у якості характеристики пошкодженого стану пропонується використовувати статистичний розподіл довжини втомних тріщин [88-90]. Відповідний розподіл можна отримати на основі результатів контролю технічного стану конструкцій, обсяг яких досить обмежений. Потрібно відмітити, що теоретичне обґрунтування розподілу розмірів дефектів при множинному руйнуванні є проблемною задачею.

### 2.2.1 Аналіз існуючих даних щодо стохастичності розмірів втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні авіаційних конструкцій

Узагальнення існуючих даних по стохастичності розмірів втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні авіаційних конструкцій показано в роботі [22]. Для апробації запропонованого авторами методу прогнозування MSD на базі моделювання Монте-Карло було взято результати експериментальних досліджень. Випробування проводились на 12 широких панелях заклепкового з'єднання внахлест, сплав 2024-T3, при постійній амплітуді навантаження  $\sigma_{\max} = 120$  МПа та  $R = 0,1$  (рис. 2.2).

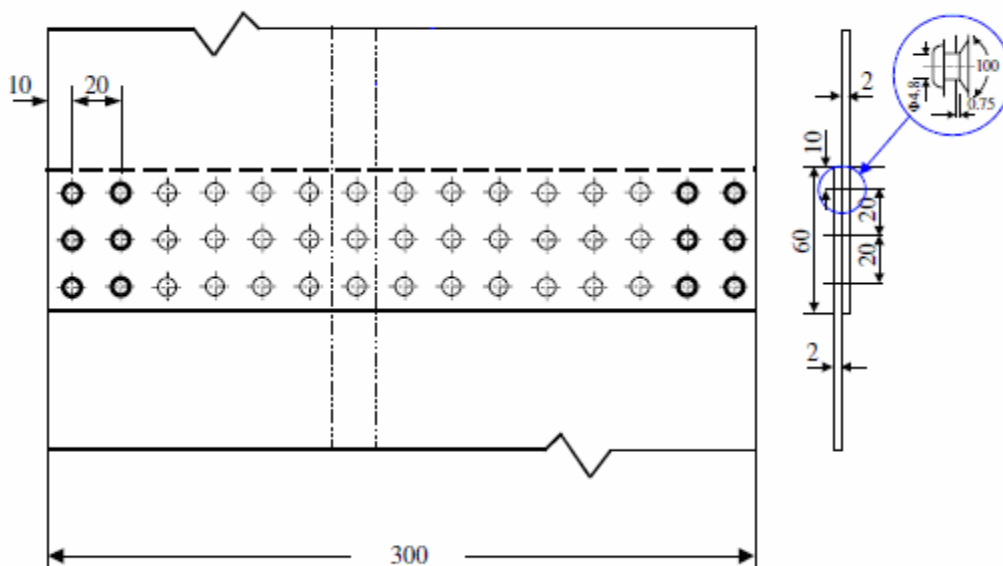


Рис. 2.2. Геометрія зразка.

П'ять зразків були випробувані на довговічність до руйнування, решта – задану кількість циклів (від 70000 до 85000), після чого статично зруйновані.

Використовуючи отримані експериментальні дані було отримано розподіл довжин тріщин. Порівняння було виконано моделюванням розмірів тріщин у критичному ряді 1000 панелей заклепкового з'єднання внахлест, подібних експериментальним панелям (тобто 15 отворів  $\times$  2 сторони = 30 можливих положень втомної тріщини для кожної панелі). Результатом даного експерименту був розподіл довжин втомних тріщин при заданій кількості циклів. На рис. 2.3 показано порівняння між результатами моделювання і відповідними результатами експерименту при 80000 циклів.

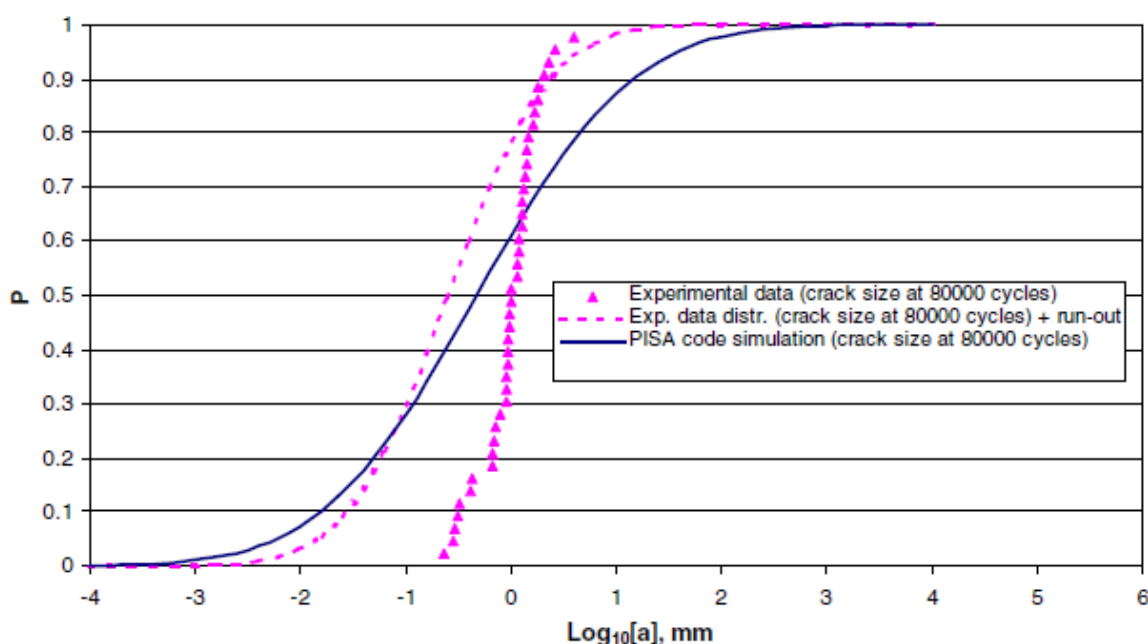


Рис. 2.3. Експериментальні і числові результати: розподіл розмірів тріщин при заданій кількості циклів.

Подібні розподіли спостерігаються і в інших роботах [91], що вказує на спільний характер формування розподілу розмірів втомних тріщин у заклепкових з'єднаннях. На основі цього можна говорити про можливість побудови математичну модель стохастичності розмірів тріщин.

Для побудови такої моделі скористаємося даними експериментальних досліджень втомного руйнування зразків з багатьма концентраторами у вигляді отворів [92-94].

## 2.2.2 Модель формування ступеневого розподілу довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні

**Ріст тріщин.** Зазвичай для опису росту тріщин використовується рівняння Періса (1.6), однак існують інші підходи. Першу спробу описати ріст тріщини здійснив Хед з Австралійської науково-технологічної оборонної організації DSTO (Defense Science and Technology Organization) [95]. В подальшому використовуючи його спостереження Фрост і Дагдейл [96,97] показали, що розвиток тріщин при навантаженні з постійною амплітудою може описуватись рівнянням

$$\ln a = \psi N_L + \ln a_0 \text{ або } a = a_0 e^{\psi N_L} \quad (2.21)$$

де  $\psi$  – параметр, що залежить від геометрії, матеріалу та навантаження;

$a$  – довжина тріщини в момент часу  $N_L$ ;

$a_0$  – початковий розмір дефекту;

$N_L$  – кількість циклів росту тріщини від  $a_0$  до  $a$ .

У випадку коли матеріал та геометрія тріщини лишаються відносно постійними коефіцієнт  $\psi$  є функцією напруження. Модель Фроста і Дагдейла також відома як «закон кубічного напруження».

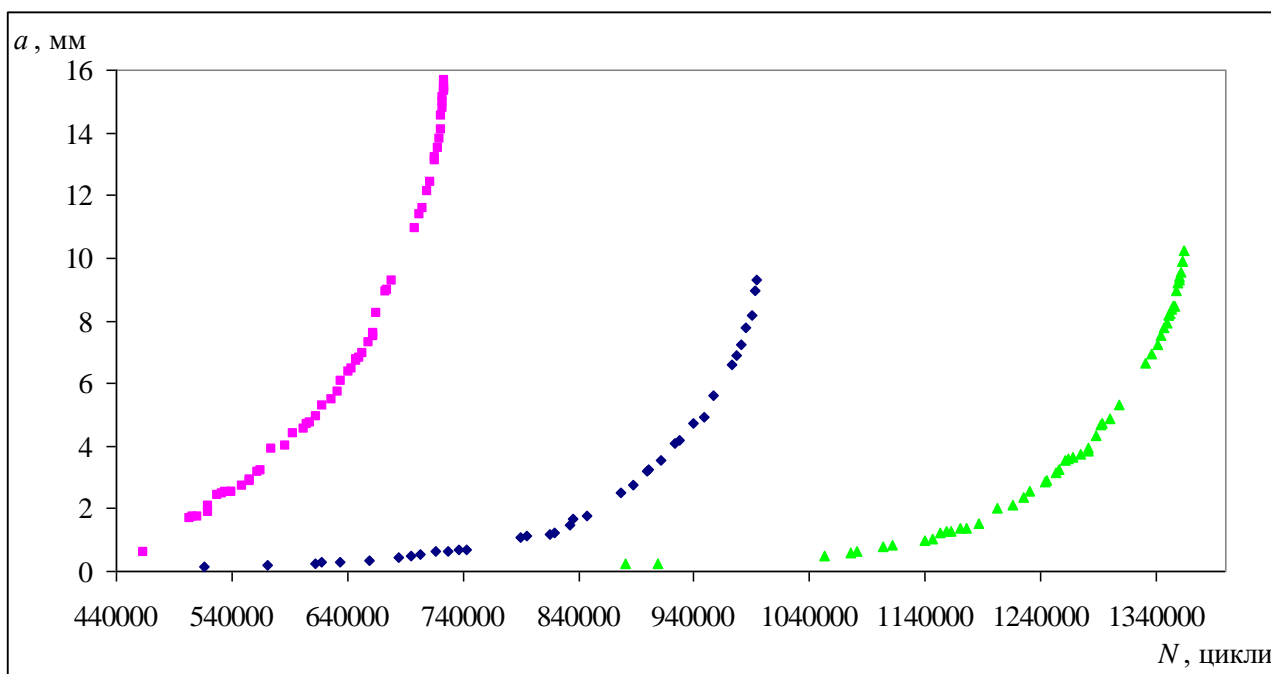
Дослідники DSTO аналізуючи дані багатьох експериментів виявили, що ріст тріщин близький до експоненційного часто спостерігається для більшості тріщин, які розвиваються в експлуатації і при натурних втомних випробуваннях, а також в зразках навантажених експлуатаційним спектром навантаження [98]. Таким чином його можна апроксимувати рівнянням (2.21). В даних експериментах було досліджено багато типів авіаційних матеріалів, включаючи алюмінієві сплави A17050-T7451, A12042-T3, високоміцні сталі D6ac і 4340, поліметилметакрилат, які навантажувались різними типами спектрів навантаження [98]. Було показано, що рівняння (2.21) часто є прийнятною апроксимацією навіть при мікромасштабі дефектів. Подібні спостереження робили і інші дослідники [99-109]. Все це дозволяє зробити висновок, що ріст тріщин на початкових стадіях розвитку, коли їх довжина незначна, може бути описаний залежностями експоненційного типу.

В даному дослідженні максимальна довжина тріщин обмежувалась розміром перемички між краями отворів, який складав 16 мм. Тобто розміри тріщин були невеликі, тому залежність довжини тріщин  $a$  від числа циклів навантаження  $N$  в напівлогарифмічних координатах (рис. 2.4) відповідно до (2.21) можна описати лінійною функцією виду

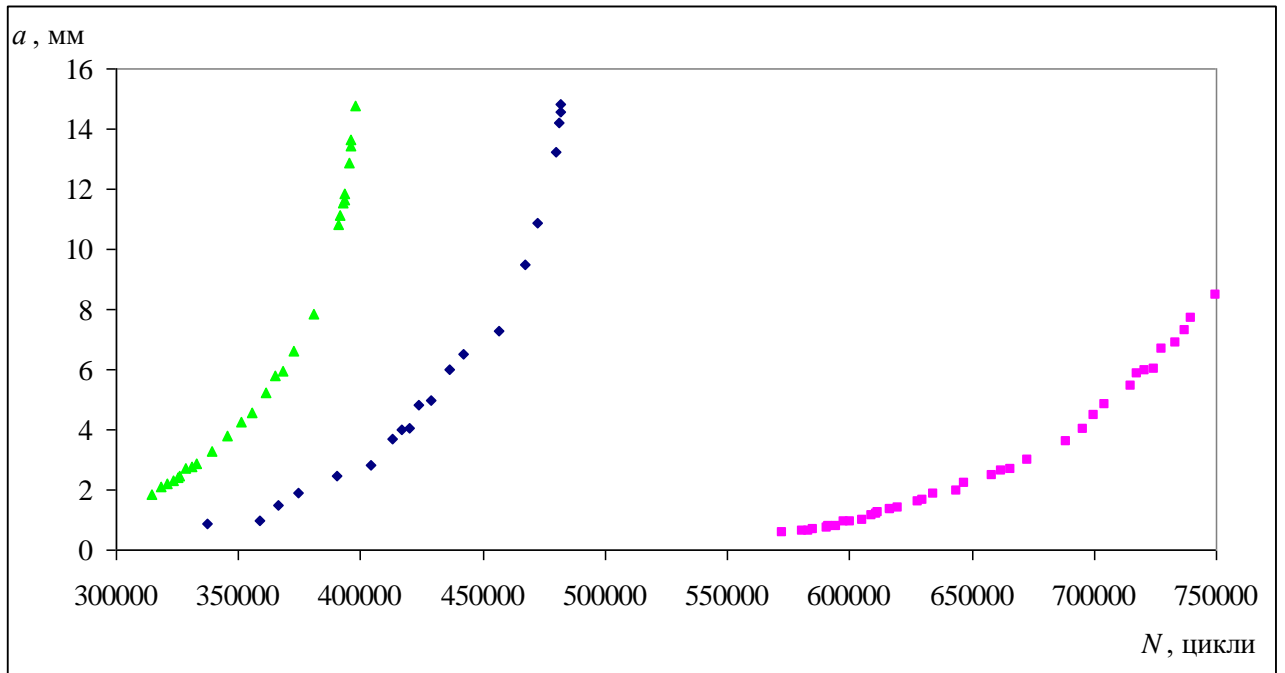
$$\ln a = p + hN, \quad (2.22)$$

де  $p$  і  $h$  – коефіцієнти регресії.

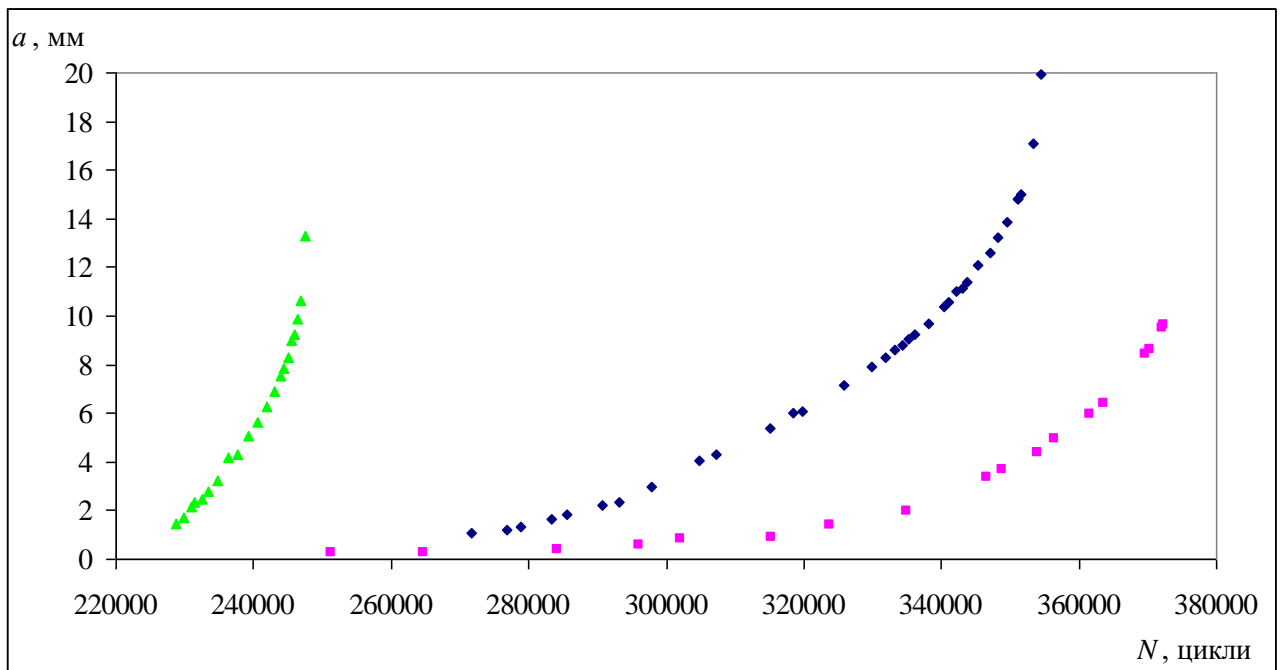
Всього в експерименті досліджувався ріст 49 тріщин на трьох зразках для кожного режиму циклічного навантаження. Ріст кожної тріщини добре описувався залежністю (2.22). Усереднений по всім тріщинам коефіцієнт детермінації складав:  $R^2 = 0,9909$  для 13 тріщин при  $\sigma_{\max} = 80$  МПа;  $R^2 = 0,9844$  для 20 тріщин при  $\sigma_{\max} = 90$  МПа і  $R^2 = 0,9836$  для 16 тріщин при  $\sigma_{\max} = 110$  МПа.



$a$



б)



в)

Рис. 2.4. Типові залежності довжини тріщин від числа циклів навантаження при різних значеннях напруження: а)  $\sigma_{\max} = 80$  МПа; б)  $\sigma_{\max} = 90$  МПа; в)  $\sigma_{\max} = 110$  МПа.

Для початкової тріщини  $a_0 = 1$  мм з (2.22) слідує

$$p = -hN_0, \quad (2.23)$$

де  $N_0$  – число циклів до утворення початкової тріщини. Підставивши співвідношення (2.23) в рівняння (2.22), отримаємо

$$a = \exp[h(N - N_0)]. \quad (2.24)$$

Коефіцієнт  $h$  визначає швидкість росту тріщини залежно від її довжини ( $da/dN = ha$ ) і є функцією діючого напруження. При фіксованому рівні діючого напруження коефіцієнт  $h$  рівняння (2.24) задає випадкову траєкторію росту тріщини, а отже і сам є випадковою величиною. Для статистичних вибірок досліджуваних тріщин на кожному рівні діючих напружень розподіл значень даного коефіцієнта задовільно описується рівномірним законом з щільністю розподілу

$$f(h) = \frac{1}{h_{\max} - h_{\min}}, \quad (2.25)$$

де  $h_{\min}$  і  $h_{\max}$  – межі інтервалу можливих значень коефіцієнта  $h$  ( $h \in [h_{\min}, h_{\max}]$ ). З експериментальних даних слідує, що при збільшенні максимального напруження в циклі значення  $h_{\max}$  не змінюється, а параметр  $h_{\min}$  зростає (рис. 2.5), що свідчить про зменшення доли «повільних» тріщин при збільшенні навантаження. За рахунок цього збільшується середнє значення коефіцієнта  $h_m$  (рис. 2.5).

**Утворення тріщин.** Обмежимо розмір початкових тріщин значенням  $a_0 = 1$  мм. Це означає, що тріщини довжиною  $a < 1$  мм в наступному аналізі не враховуються. Із співвідношення (2.23) слідує

$$N_0 = -\frac{p}{h}. \quad (2.26)$$

Інтенсивність утворення тріщин (щільність точок на осі  $N$ , що відповідають  $N_0$ ) можна визначити по залежностям кількості накопичених тріщин  $n$  від числа циклів навантаження (рис. 2.6).

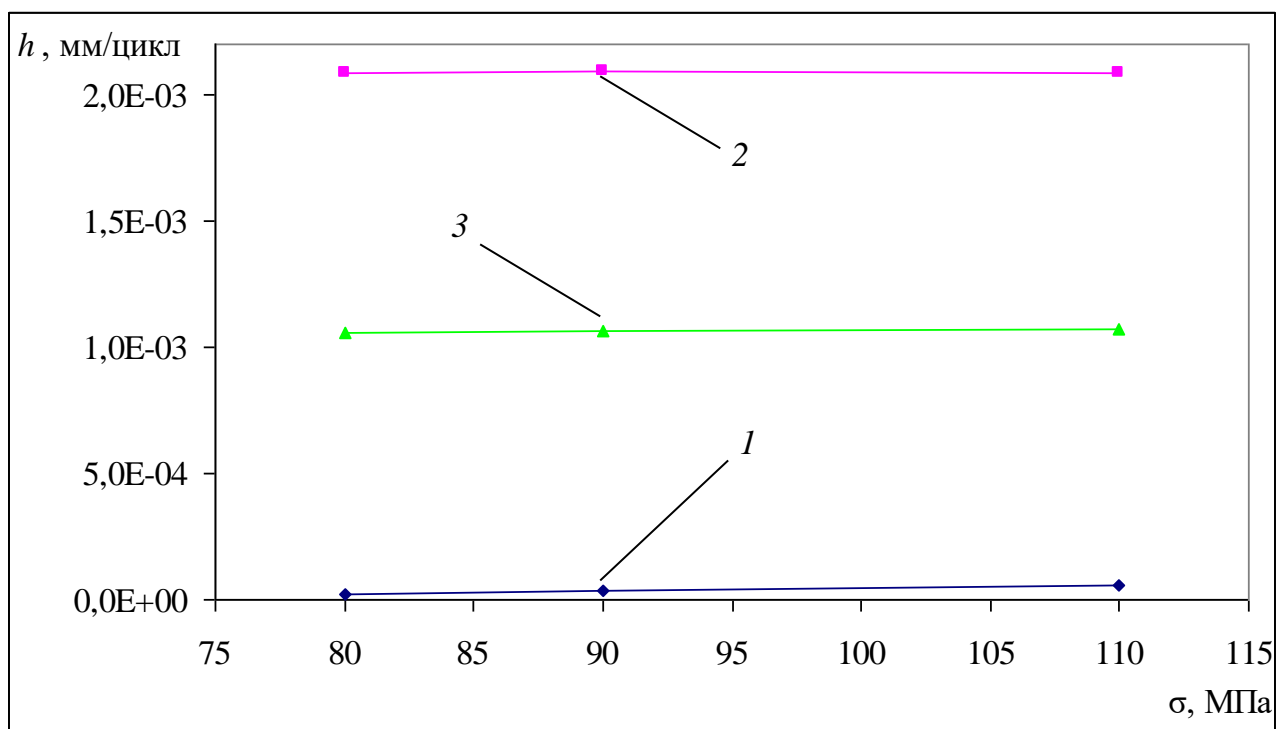


Рис. 2.5. Зміна параметра  $h$  залежно від напруження в циклі  $\sigma$ : 1 –  $h_{\min}$ ; 2 –  $h_{\max}$ ; 3 –  $h_m$ .

При лінійній апроксимації отриманих даних (рис. 2.6) можна прийняти, що інтенсивність утворення тріщин  $\lambda$  для кожного рівня напружень є сталою і визначаються з рівняння

$$n = \lambda N + c, \quad (2.27)$$

де  $c$  – коефіцієнт регресії. Значення параметра  $\lambda$  і межі інтервалів його застосування зведені в таблицю 2.1.

Таблиця 2.1.

**Значення інтенсивності утворення тріщин і межі інтервалів при різних максимальних напруженнях в циклі**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$\lambda$ , цикл <sup>-1</sup>	$N_{\min}$ , цикл	$N_{\max}$ , цикл	Коефіцієнт кореляції
80	0,000128	550000	1350000	0,973
90	0,000371	250000	750000	0,976
110	0,000510	150000	450000	0,924



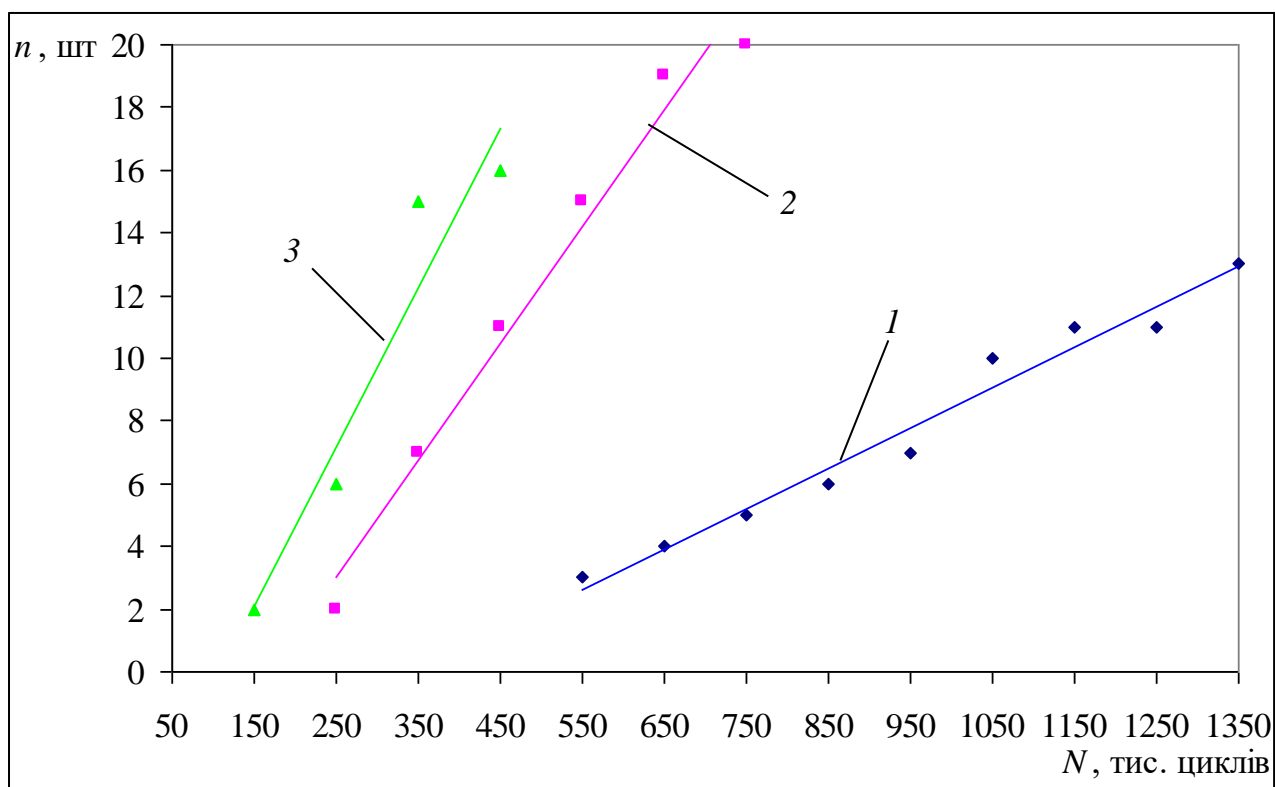


Рис. 2.6. Залежності кількості тріщин в зразках від числа циклів навантаження при різних значеннях максимального напруження в циклі: 1 –  $\sigma_{\max} = 80$  МПа; 2 –  $\sigma_{\max} = 90$  МПа; 3 –  $\sigma_{\max} = 110$  МПа. Абсциси точок відповідають значенням  $N_0$  для кожної тріщини.

**Побудова моделі.** Статистичний розкид значень довжини тріщин при постійному рівні циклічного напруження обумовлений двома випадковими факторами – ростом і утворенням дефектів в часі.

Ріст втомних тріщин відбувається по випадковим траекторіям [56], що при незмінних параметрах навантаження може бути пов'язано лише з випадковою природою структури матеріалу [20].

Якщо припустити, що всі тріщини ростуть з однаковою (детермінованою) швидкістю, але кожна тріщина утворюється у випадковий момент напрацювання, то розкид значень їх розмірів буде обумовлений виключно тривалістю росту – тріщини, що виникли раніше будуть мати більшу довжину.

Розподіл розмірів дефектів в цьому випадку визначається розподілом напрацювання до утворення тріщин [73].

Ґрунтуючись на експериментально встановлених закономірностях поведінки тріщин, представлених вище, розглянемо, як описується розподіл довжини тріщин з урахуванням їх випадкового утворення та росту. При цьому будемо використовувати підхід, викладений в роботі [110].

Введемо параметр розміру  $y$ , однозначно пов'язаний з довжиною тріщини співвідношенням  $y = \ln a$ . Приймаємо, що довжина тріщин  $a$  вимірюється в міліметрах, а їх початкова довжина  $a_0 = 1$  мм. Відповідно до рівняння (2.22), запишемо

$$y = p + hN. \quad (2.28)$$

Визначимо функцію розподілу параметра  $y$  в фіксований момент напрацювання  $N'$ . При цьому  $N' > N_{\min}$ , де  $N_{\min}$  – граничне значення числа циклів до утворення тріщин.

Така функція визначається імовірністю події  $y < y'$ , де  $y'$  – будь-яке фіксоване значення параметра  $y$  при  $N'$  (рис. 2.7).

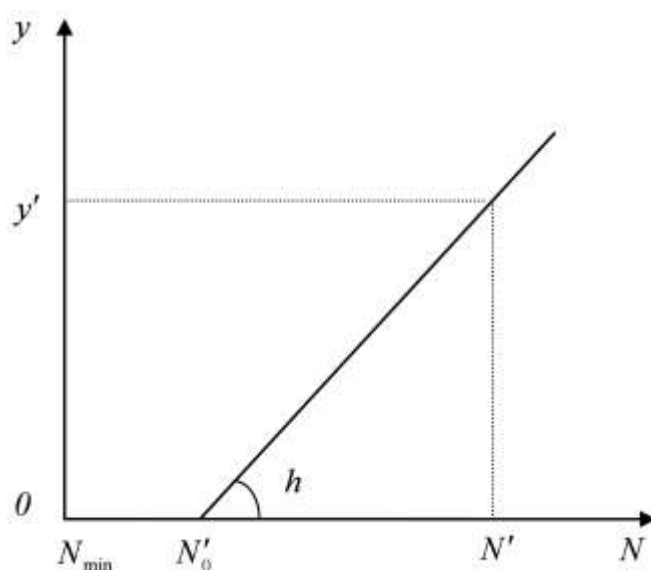


Рис. 2.7. Схема росту тріщин.

Нехай всі тріщини ростуть з однаковим значенням параметра швидкості  $h$ . Для деякої тріщини, швидкість якої задається параметром  $h$ , а довжина при напрацюванні  $N'$  рівна  $y'$ , число циклів до утворення буде відповідати значенню  $N'_0$  (рис. 2.7). Цілком очевидно, що в даному випадку подія  $y < y'$  буде виконуватись для всіх тріщин, які утворюються в інтервалі напрацювання  $(N'_0, N']$ . Умовна функція розподілу параметра  $y$  визначається із співвідношення

$$F(y; N|h) = P\{\hat{y} < y'; N'|h\} = P\{\hat{N}_0 \in (N'_0, N']|h\}, \quad (2.29)$$

де знак  $\wedge$  позначає випадкову величину;  $P\{\cdot\}$  – імовірність події.

Припускаємо, що утворення тріщин відповідає пуассонівському потоку подій, що має властивості ординарності та відсутності наслідків. Відповідно до експериментально встановленої залежності (2.27), інтенсивність утворення тріщин  $\lambda$  у відповідних інтервалах напрацювання є постійною величиною. Тоді, імовірність утворення тріщини в інтервалі напрацювання  $(N'_0, N']$  визначиться як

$$P\{\hat{N}_0 \in (N'_0, N']|h\} = 1 - \exp[-\lambda(N' - N'_0)]. \quad (2.30)$$

Відповідно до прийнятої схеми росту тріщин (рис. 2.7), та рівнянь (2.26) і (2.28) виконується очевидне співвідношення:

$$N' - N'_0 = \frac{y'}{h}. \quad (2.31)$$

Для будь-яких значень  $N'$  та  $y'$  формула (2.29) з врахуванням виразів (2.30) і (2.31) матиме вигляд

$$F(y|h) = 1 - \exp\left(-\frac{\lambda y}{h}\right). \quad (2.32)$$

З (2.32) слідує, що умовна функція розподілу параметра  $y$  при заданому значенні  $h$  не залежить від циклічного напрацювання  $N$ .

Формула (2.32) задає розподіл параметра розміру  $y$  з врахуванням лише одного фактора – випадкового утворення дефектів. Вплив випадкового росту тріщин на розподіл їх довжини можна описати випадковою величиною параметра швидкості  $h$ . Застосовуючи формулу повної імовірності для умовної функції розподілу (2.32), отримаємо безумовну функцію розподілу параметра розмірів дефектів  $y$ :

$$W(y) = \int_{H(h)} f(h)F(y|h)dh = 1 - \int_{H(h)} f(h)\exp\left(-\frac{\lambda y}{h}\right)dh, \quad (2.33)$$

де  $f(h)$  – щільність розподілу параметра  $h$ ;  $H(h)$  – область його визначення.

При виведенні формули (2.33) враховувалась властивість нормування  $\int_{H(h)} f(h)dh = 1$ . Беручи до уваги отриманий емпіричний розподіл параметра швидкості  $h$  (2.25) вираз (2.33) перетворюється у

$$W(y) = 1 - \frac{1}{h_{\max} - h_{\min}} \int_{h_{\min}}^{h_{\max}} \exp\left(-\frac{\lambda y}{h}\right)dh \quad (2.34)$$

Інтеграл в правій частині рівності (2.34) заміною змінної  $u = \lambda y / h$  виражається через інтегральну показникову функцію  $E_1(z) = \int_z^{\infty} u^{-1} \exp(-u)du$  [111]. Після перетворень в (2.34) маємо (2.35):

$$W(y) = 1 - \frac{1}{h_{\max} - h_{\min}} \cdot \left\{ h_{\max} \cdot \exp\left(-\frac{\lambda y}{h_{\max}}\right) - h_{\min} \cdot \exp\left(-\frac{\lambda y}{h_{\min}}\right) + \lambda y \cdot \left[ E_1\left(\frac{\lambda y}{h_{\max}}\right) - E_1\left(\frac{\lambda y}{h_{\min}}\right) \right] \right\}. \quad (2.35)$$

Формулу щільності розподілу параметра  $y$  отримаємо диференціюванням функції розподілу (2.35) по цьому параметру:

$$w(y) = \frac{\lambda}{h_{\max} - h_{\min}} \left[ E_1\left(\frac{\lambda y}{h_{\max}}\right) - E_1\left(\frac{\lambda y}{h_{\min}}\right) \right], \quad (2.36)$$

Перехід від розподілу параметра  $y$  (2.36) до розподілу довжини тріщин  $a$  виконаємо на основі правила перетворення випадкових величин. З врахуванням прийнятого в роботі функціонального співвідношення  $y(a) = \ln a$  і виразу (2.36) отримаємо формулу для щільності довжини тріщин:

$$f(a) = \left| \frac{dy}{da} \right| w[y(a)] = \frac{\lambda}{a(h_{\max} - h_{\min})} \left[ E_1 \left( \frac{\lambda \ln a}{h_{\max}} \right) - E_1 \left( \frac{\lambda \ln a}{h_{\min}} \right) \right]. \quad (2.37)$$

Звернемо увагу, що функція (2.37) додатна і відповідає умові нормування, що відповідає вимогам до щільності розподілу випадкової величини.

Розрахунки, проведені по формулі (2.37) з врахуванням експериментальних значень параметрів  $\lambda$ ,  $h_{\min}$  і  $h_{\max}$ , вказують на гіперболічний тип функції для щільності розподілу довжини тріщин  $a$  (рис. 2.8). При збільшенні діючих напружень в циклі гіпербола більш крута, що свідчить про переважання у вибірці тріщин невеликих розмірів.

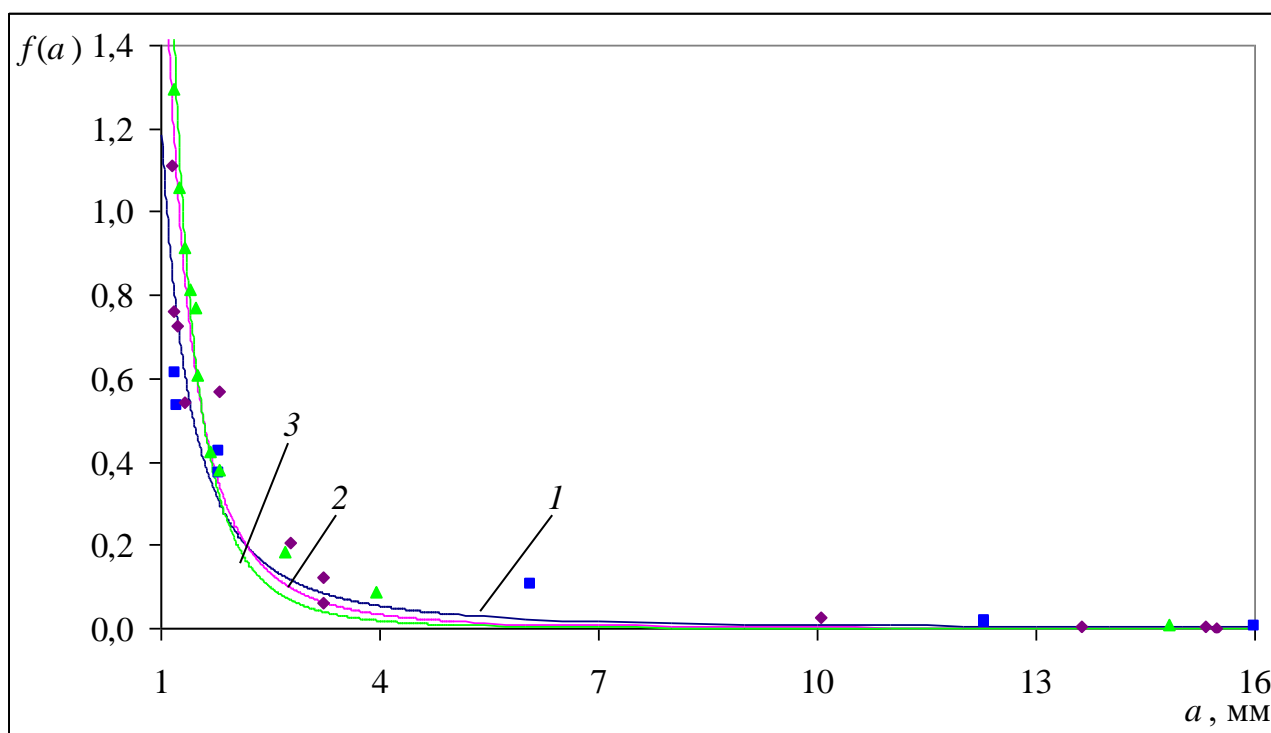


Рис. 2.8. Графіки розрахункової щільності розподілу довжини тріщин (лінії) та експериментальної щільності розподілу довжини тріщин (точки) при різних значеннях максимального напруження в циклі:

1 –  $\sigma_{\max} = 80$  МПа; 2 –  $\sigma_{\max} = 90$  МПа и 3 –  $\sigma_{\max} = 110$  МПа.

Розрахункові залежності на рис. 2.8 добре описуються функціями виду:

$$\varphi(a) \cong \frac{A}{a^\gamma}, \quad (2.38)$$

де  $A$  і  $\gamma$  – постійні, значення яких для діючих максимальних напружень в циклі приведені в табл. 2.2. Регресійна залежність між коефіцієнтами  $A$  і  $\gamma$  для різних максимальних напружень в циклі (табл. 2.2) має вигляд  $A = 0,9507 \cdot \gamma - 1,1156$  (рис. 2.9) (коефіцієнт кореляції 0,9994). З врахуванням природних похибок апроксимації можна прийняти:  $A = \gamma - 1$ . Тоді формула (2.38) запишеться у вигляді:

$$\varphi(a) = \frac{\gamma - 1}{a^\gamma}. \quad (2.39)$$

Таблиця 2.2

**Значення коефіцієнтів в формулі (2.39) для різних напружень в циклі**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$A$	$\gamma$	Коефіцієнт кореляції
80	1,0804	2,1514	0,9986
90	1,9046	2,9066	0,9999
110	2,5411	3,5427	0,9999

При  $\gamma > 1$  і для обмеженого зліва інтервалу значень  $a$  ( $a \geq 1$  мм) функція (2.39) має властивість щільності однопараметричного розподілу довжини тріщин – вона додатна і задовольняє умові нормування  $\int_1^{\infty} \varphi(a) da = 1$ . Функція розподілу довжини тріщин, що відповідає щільності (2.39), в області  $a \geq 1$  мм визначається як

$$\Phi(a) = 1 - \frac{1}{a^{\gamma-1}}. \quad (2.40)$$

Отже, замість формули (2.37) для опису розподілу довжини тріщин можна використовувати більш простий вираз (2.39). Однак ця функція має обмеження

по початковому розміру тріщин 1 мм, котрий задає розмірний рівень тріщин і був прийнятий при обґрунтуванні співвідношення (2.23). Загалом вимір довжини може здійснюватись в будь-яких одиницях, головна умова – експоненційний ріст (2.22).

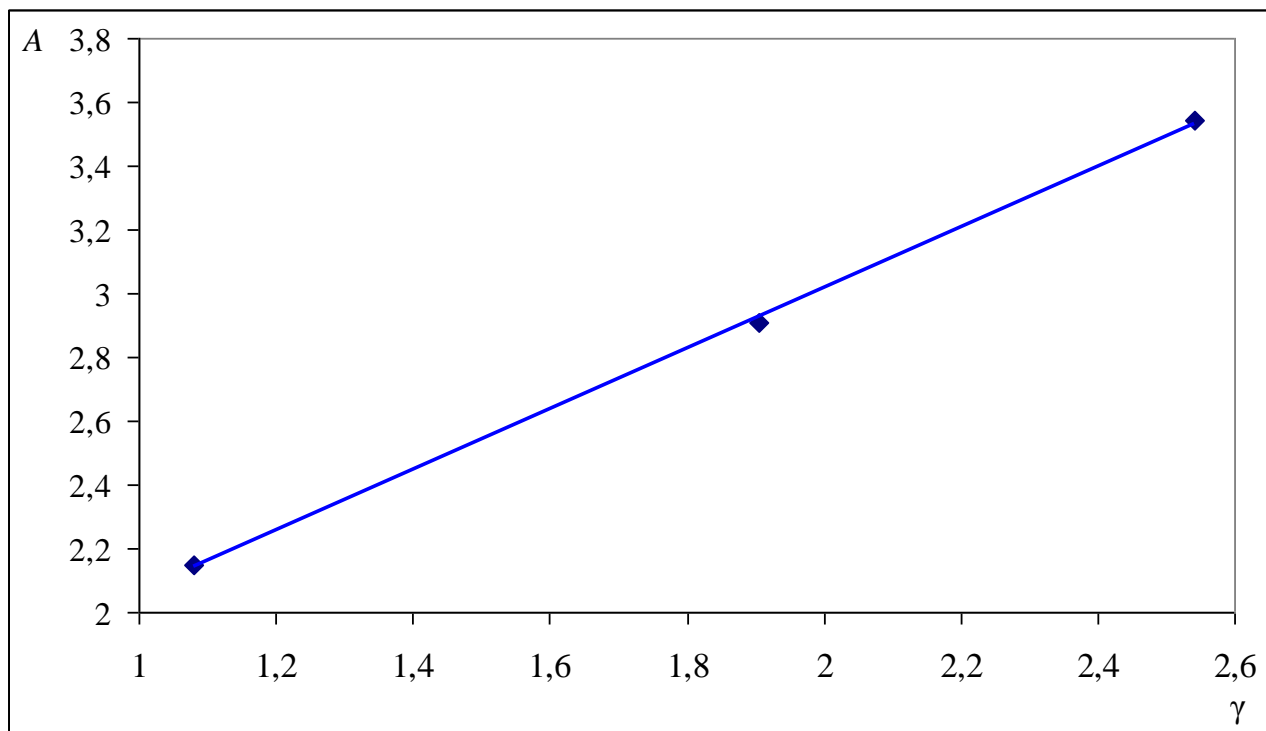


Рис. 2.9. Залежність між коефіцієнтами формули (2.17)

Покажемо, що формула (2.39), отримана для часткового випадку експоненційного росту тріщин при багатоосередковому пошкодженні зразків з отворами, здатна описувати загальні закономірності множинного руйнування твердих тіл. При цьому показник степені  $\gamma$  в (2.39) можна трактувати як параметр розмірної стохастичності розсіяних тріщин незалежно від їх розмірів і орієнтації.

Розподіл (2.39) має особливості своїх числових характеристик в залежності від значень показника  $\gamma$  (рис. 2.10). Наприклад, математичне очікування довжини тріщин  $m_a$  на основі (2.39) визначається при  $\gamma > 2$  як

$$m_a = \frac{\gamma - 1}{\gamma - 2}, \text{ а дисперсія } D_a \text{ – при } \gamma > 3: D_a = \frac{\gamma - 1}{(\gamma - 2)^2(\gamma - 3)}.$$

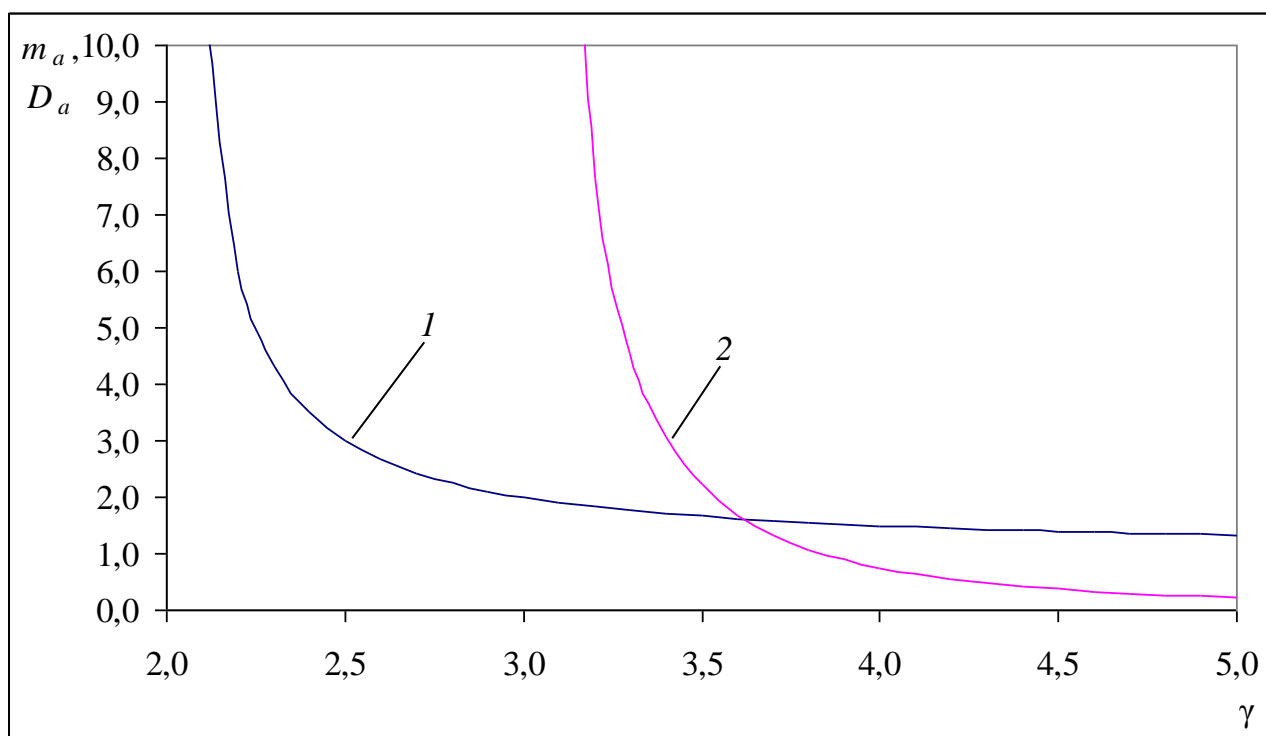


Рис. 2.10. Залежності  $m_a$  і  $D_a$  довжини тріщин від параметра розподілу  $\gamma$ :

1 – математичне очікування; 2 – середньоквадратичне відхилення.

Експериментальні значення показника  $\gamma$  для множинного руйнування різних матеріалів при різних видах навантаження показують, що  $\gamma > 3$  [82]:  $\gamma = 6,2$  (полікристалічна мідь, втома);  $\gamma = 7,1$  (латунь, розтяг);  $\gamma = 7,7$  (залізо, повзучість);  $\gamma = 3,7$  (сталь 347, повзучість);  $\gamma = 3,7$  (сталь 304, повзучість);  $\gamma = 3,13$  (гірські породи).

Виявлено, що при множинному руйнуванні металічних матеріалів показник степені  $\gamma$  зменшується при накопиченні пошкоджень до певного порогового значення. Наприклад при розтяганні стали 20 руйнуванню відповідає значення  $\gamma \approx 2$  [83]. Аналогічна закономірність, як уже відмічалось, має місце і при тектонічних подіях, коли перед землетрусом показник  $b$  узагальненої функції Гуттенберга-Рихтера зменшується до критичного значення  $b \approx 1$ . Гіпотеза про подібність цих відмінних по масштабам (на декілька порядків) проявів множинного руйнування [83,112] дозволяє провести



аналогію з розподілом Парето який єдиний з розподілів має властивість масштабування та подібні обмеження для показника степені. Дійсно, якщо у виразі щільності (2.41) та функції розподілу Парето (2.42) покласти  $a_0 = 1$  та  $k = \gamma - 1$ , отримаємо залежності аналогічні з отриманими раніше (2.39) і (2.40).

$$f(a) = \frac{ka_0^k}{a^{k+1}} \quad (2.41)$$

$$F(a) = 1 - \left(\frac{a_0}{a}\right)^k \quad (2.42)$$

Таким чином, отриманий розподіл довжини тріщин (2.39) і (2.40) при наявності в тілі множинних дефектів опосередковано обґрунтовує наявність двох критичних значень показника степені  $\gamma$ , який може бути прийнятий в якості критерію множинного руйнування. Це  $\gamma = 3$ , при якому порушується стійкість процесу накопичення розсіяних тріщин за рахунок злиття частини дефектів і утворення магістральної тріщини значно більшої довжини порівняно з наявними ( $D_a \rightarrow \infty$ ). Такий граничний стан можна назвати «крихким».

Якщо магістральна тріщина не приводить до повного руйнування тіла, процес накопичення пошкоджень супроводжується збільшенням їх розмірів і граничний стан реалізується при  $\gamma \rightarrow 2$ , коли збільшення дефектів відбувається шляхом їх масового об'єднання. Такий граничний стан можна назвати «в'язким». Його реалізація в металічних матеріалах супроводжується зміною масштабу множинного руйнування [83]. В даному випадку така поведінка дисперсії  $D_a$  при  $\gamma = 3$  означає утворення стійкого дефекту більш високого розмірного рівня [113-117].

### **2.3 Імовірнісна модель об'єднання тріщин при багатоосередковому пошкодженні**

На базі отриманих у попередньому пункті залежностей можна судити про надійність заклепкового з'єднання. Оскільки настанню граничного стану, тобто

руйнуванню перемички, обов'язково передуює тріщина з довжиною, зіставною з довжиною перемички, можна знайти імовірність такої події. Для цього використаємо розподіл Парето, обґрунтований у попередньому пункті. Як відомо, площа під кривою щільності розподілу чисельно дорівнює імовірності потрапляння випадкової величини на заданий інтервал. В даному випадку імовірність руйнування перемички між отворами можна трактувати, як імовірність наявності тріщини, що має довжину перемички, або перевищує її, тобто  $a \geq 16$  мм. Обчислити цю площу досить легко, використавши інтегрування закону розподілу. Для розглянутого випадку, використовуючи інтервал  $[16; \infty)$  та залежність (2.41), ця імовірність буде рівна:

$$P_1 = \int_{16}^{\infty} \frac{ka_0^k}{a^{k+1}} da. \quad (2.43)$$

Даний інтеграл є табличним. Виконаємо елементарні перетворення та з (2.43) отримаємо

$$P_1 = -\frac{a_0^k}{a^k} \Big|_{16}^{\infty}. \quad (2.44)$$

Якщо в (2.44) покласти  $a_0 = 1$  мм – як мінімальний розмір тріщини,  $k = \gamma - 1$  та застосувати формулу Ньютона-Лейбніца будемо мати

$$P_1 = \left( \frac{1}{16} \right)^{\gamma-1}. \quad (2.45)$$

Відповідно до табл. 2.2 розрахунки імовірності за формулою (2.45) дадуть 4,11% для напруження 80 МПа, 0,51% для 90 МПа та 0,09% для 110 МПа.

Варто зазначити, що використовувати 16 мм, як граничне значення не досить доречно, оскільки ріст тріщини пришвидшується по мірі збільшення її довжини. Якщо граничним станом є руйнування хоча б однієї перемички, то потенційну небезпеку може становити тріщина, коротша за 16 мм, але така що здатна швидко вирости до цього розміру. Таким чином, якщо постановити як

«потенційно небезпечні» тріщини довщі за 10 мм, зазначені імовірності будуть рівні 7,06%, 1,24% та 0,29% відповідно.

Тепер розглянемо випадок з двома зустрічними тріщинами. Припускаємо, що обидві тріщини підпорядковуються розподілу Парето. Тоді імовірність їх об'єднання можна знайти за таким самим алгоритмом. Відмінність полягає в тому, що тут об'єднання тріщин потрібно представити як єдину тріщину, яка складається з двох представлених та має їх сумарну довжину. Руйнування матиме місце, якщо ця довжина буде рівна довжині перемички або перевищуватиме її. Ця імовірність також може бути знайдена із закону розподілу, що являє собою суму двох розподілів Парето. Таким чином маємо необхідність отримати цей закон. Сума двох випадкових величин також є випадкова величина, а закон її розподілу знаходиться за допомогою відомої формули згортки [118]:

$$g(z) = \int_{-\infty}^{\infty} f_1(x) \cdot f_2(z-x) dx. \quad (2.46)$$

де  $z = x + y$  – сума двох випадкових величин  $x$  та  $y$ ,  $g(z)$  – закон її розподілу,  $f_1(x)$ ,  $f_2(z-x)$  – функції щільності ймовірностей величин  $x$  та  $y$ . Якщо застосувати (2.46) до розподілу Парето отримаємо:

$$g(z) = k_1 \cdot k_2 \cdot a_0^{k_1+k_2} \cdot \int_{x_0}^{\infty} \frac{da}{a^{k_1} (z-a)^{k_2}}. \quad (2.47)$$

Вирази типу (2.47) є класичним представленням диференційного бінома  $x^m (a + bx^n)^p$ . У 1853 р. Чебишев показав що такий інтеграл можливо виразити в елементарних функціях лише в наступних випадках:

1)  $p$  – ціле число (в нашому випадку  $p = k_2 = \gamma - 1$  – не ціле число);

2)  $\frac{m+1}{n}$  – ціле число (в нашому випадку  $m = k_1 = \gamma - 1$ ,  $n = 1$ ,  $\frac{\gamma - 1 + 1}{1} = \gamma$  –

не ціле число);

3)  $p + \frac{m+1}{n}$  – ціле число (в нашому випадку  $\gamma - 1 + \frac{\gamma - 1 + 1}{1} = 2\gamma - 1$  – не ціле число).

Отже можна зробити висновок, що знайти представлення шуканого інтегралу за допомогою елементарних функцій неможливо. Для пошуку аналітичного рішення поставленої задачі були застосовані спеціальні функції. За допомогою програмного пакета Wolfram Mathematica 9.0 проведена згортка розподілу Парето. Отримана функція щільності розподілу має вигляд:

$$g(z) = \frac{k}{z^2(k-1)} \cdot \left(-\frac{a_0}{a_0-z}\right)^k \left\{ (a_0-z) \cdot \left(\frac{a_0}{z}\right)^k \cdot {}_2F_1\left(1-k; 1+k; 2-k; 1-\frac{a_0}{z}\right) + \right. \\ \left. + a_0 \left(1-\frac{a_0}{z}\right)^k \cdot {}_2F_1\left(1-k; 1+k; 2-k; \frac{a_0}{z}\right) - z(k-1) \cdot \left[\left(\frac{a_0}{z}\right)^k \cdot {}_2F_1\left(-k; k; 1-k; 1-\frac{a_0}{z}\right) - \right. \right. \\ \left. \left. - \left(1-\frac{a_0}{z}\right)^k \cdot {}_2F_1\left(-k; k; 1-k; \frac{a_0}{z}\right)\right] \right\} \quad (2.48)$$

де  $z$  – випадкова величина, яка являє собою довжину «умовної» тріщини, складеної з довжин двох зустрічних тріщин;

$a_0$  – мінімальний розмір «умовної» тріщини  $z$ , який складає 2 мм. Це витікає з фізичного змісту величини  $a_0$  розподілу Парето. Дійсно, якщо взяти дві тріщини розміри яких  $a_0 = 1$  мм та скласти їх, отримаємо довжину  $2a_0$ . Оскільки для розподілу Парето розмір  $a_0$  є мінімально можливим при якому розподіл існує, то для розподілу суми довжин тріщин, значення менше ніж  $2a_0 = 2$  мм – неможливе;

$k$  – показник ступеня, що характеризує ріст тріщин, які входять до складу  $z$ . Такий вибір для коефіцієнта  $k$  обґрунтовується тим що тріщини, які ростуть в одному зразку утворюються під дією однакових напружень, тож відповідно до моделі з попереднього розділу коефіцієнт буде однаковим.

Очевидно, що отриманий вираз є досить складним, тому для спрощення застосування були проведені тотожні перетворення. В результаті (2.48) можна представити як:

$$g(z) = \frac{2k}{z} \left[ \frac{a_0}{z(z-a_0)} \right]^k \left[ (z-a_0)^k {}_2F_1\left(-k; k; 1-k; \frac{a_0}{z}\right) - a_0^k {}_2F_1\left(-k; k; 1-k; 1-\frac{a_0}{z}\right) \right]. \quad (2.49)$$

Отримана з використанням (2.49) функція розподілу має вигляд:

$$G(z) = 1 - \left( \frac{a_0}{z-a_0} \right)^k - \left( \frac{a_0}{z} \right)^k {}_2F_1\left(-k; k; 1-k; \frac{a_0}{z}\right) + \left[ \frac{a_0^2}{z(z-a_0)} \right]^k {}_2F_1\left(-k; k; 1-k; 1-\frac{a_0}{z}\right). \quad (2.50)$$

Графічне представлення залежностей (2.49) і (2.50) подано на рис. 2.11.

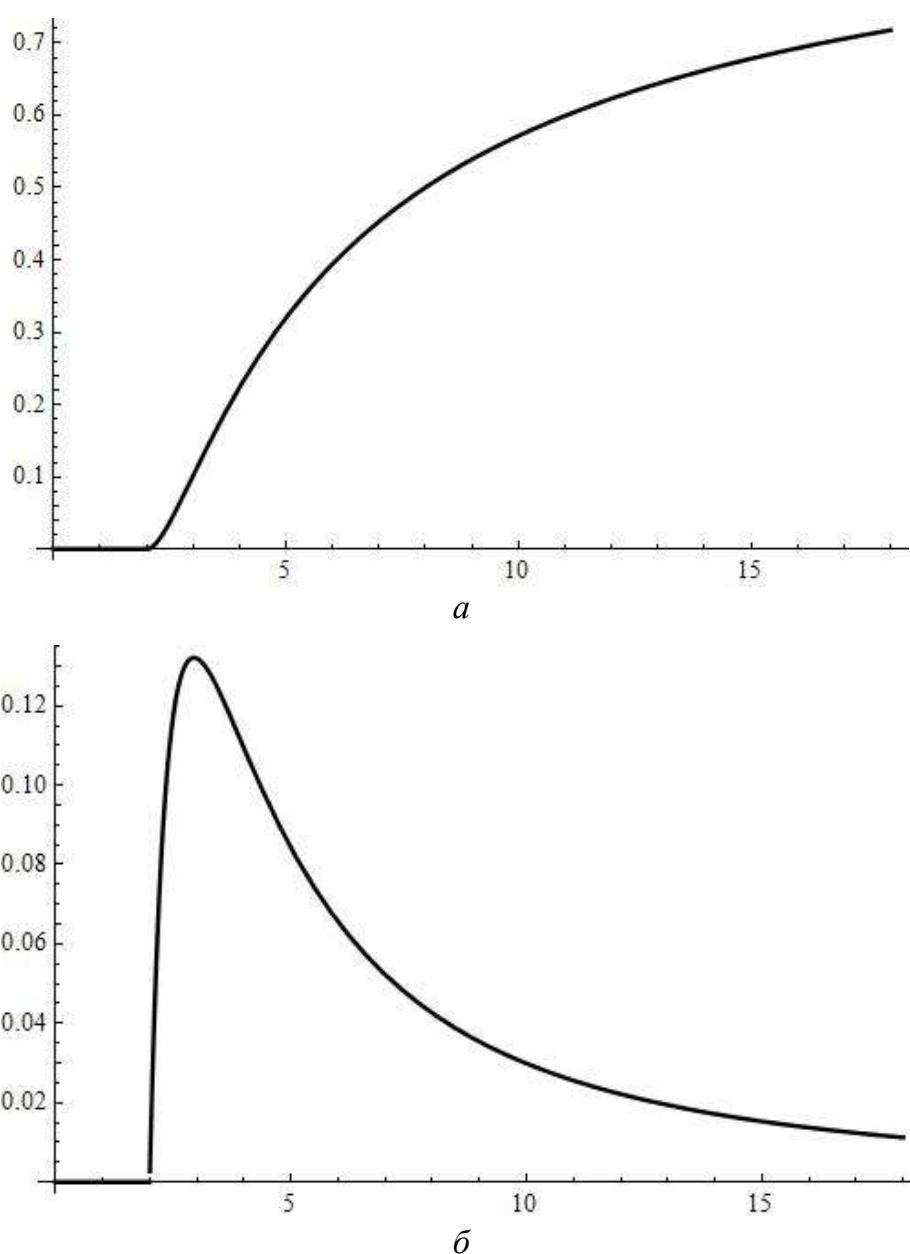


Рис. 2.11. Функція *a*) та щільність *б*) композиції розподілів Парето.

Якщо застосувати зазначені параметри розподілу, то за допомогою формули (2.49) можна розрахувати імовірності для різних рівнів напружень. Як відомо, інтеграл функції щільності розподілу випадкової величини є функцією розподілу цієї величини. Тому підстановкою в (2.50)  $2a_0 = 2$  мм,  $k = \gamma - 1$ , та  $z = 16$  мм можна отримати імовірність наявності тріщини довжиною від  $2a_0$  до  $z$ , тобто від 2 до 16 мм. Шукана імовірність для тріщини, довшої за 16 мм може бути розрахована як  $1 - G(z)$  і після перетворень (2.50) прийме вигляду:

$$P_2 = \left(\frac{1}{7}\right)^{\gamma-1} + \left(\frac{1}{8}\right)^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{1}{8}\right) - \left(\frac{1}{56}\right)^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{7}{8}\right). \quad (2.51)$$

Розраховані за (2.51) імовірності для різних рівнів напружень складають 18,59%, 4,05% і 1,11% відповідно, або 32,34%, 10,59% і 4,07% для довжин тріщин більших за 10 мм.

#### 2.4 Чисельна реалізація імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання

Для чисельної демонстрації працездатності отриманої моделі MSD задамося рядом заклепок кількістю  $n = 50$  з розмірними параметрами (рис. 2.1, а):  $r = 2$  мм і  $L = 20$  мм.

Функція розподілу числа польотних циклів  $N$  до утворення тріщини біля отвору під заклепку  $F_i(N)$  розраховується по формулі (1.1) з параметрами  $\alpha = 4$  і  $\beta = 40000$  (для проектного ресурсу 20000 польотних циклів) [25]. Залежності ймовірностей (2.1-2.3) від числа польотних циклів зображені на рис. 2.12.

Приймаємо, що розподіл довжини тріщин в заклепковому з'єднанні описується законом Парето. Тоді при заданому рівні напружень імовірність наявності тріщини з довжиною, що не перевищує значення  $a_*$  отримаємо з (2.42) підстановкою  $a = a_*$ ,  $k = \gamma - 1$ :

$$F_a(a_*) = 1 - \left(\frac{a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1}, \quad (2.52)$$

де гранична довжина тріщини  $a_*$  рівна відстані між контурами сусідніх отворів:  $a_* = L - 2r = 16$  мм, мінімальний розмір тріщини  $a_0 = 1$  мм, а параметр  $\gamma$  задається рівнем напружень відповідно до таблиці 2.2 (для розрахунків у даному прикладі було використано  $\gamma = 2,907$  для 90 МПа). Зміна функції (2.52) в залежності від зміни коефіцієнта  $\gamma$  показана кривою 1 на графіку (рис. 2.13).

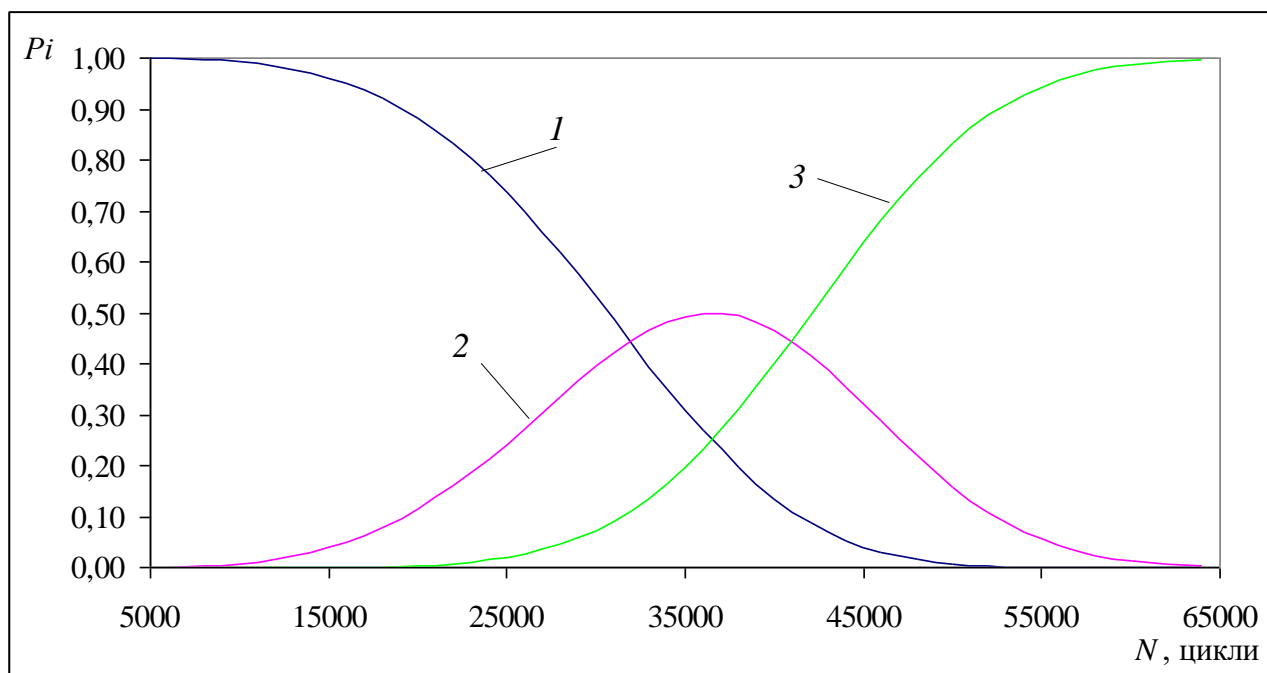


Рис. 2.12 Приблизний розрахунок зміни імовірнісних показників MSD заклепкового з'єднання від числа літних циклів: 1 – імовірність  $P_0(t)$  (2.1); 2 – імовірність  $P_1(t)$  (2.2); 3 – імовірність  $P_2(t)$  (2.3).

Вираз для імовірності об'єднання зустрічних тріщин  $G(a_*)$ , як було показано в попередньому пункті також можна отримати із закону Парето. Для цього використаємо формулу (2.50) з підстановкою  $a_0 = 2$  мм,  $z = a_*$ , а  $k = \gamma - 1$ . Зміна (2.53) залежно від коефіцієнта  $\gamma$  показана кривою 2 на графіку (рис. 2.13).

$$G(a_*) = 1 - \left( \frac{2a_0}{a_* - 2a_0} \right)^{\gamma-1} - \left( \frac{2a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1 \left( 1 - \gamma; \gamma - 1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*} \right) +$$

$$+ \left[ \frac{4a_0^2}{a_*(a_* - 2a_0)} \right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1 \left( 1 - \gamma; \gamma - 1; \gamma; 1 - \frac{2a_0}{a_*} \right). \quad (2.53)$$

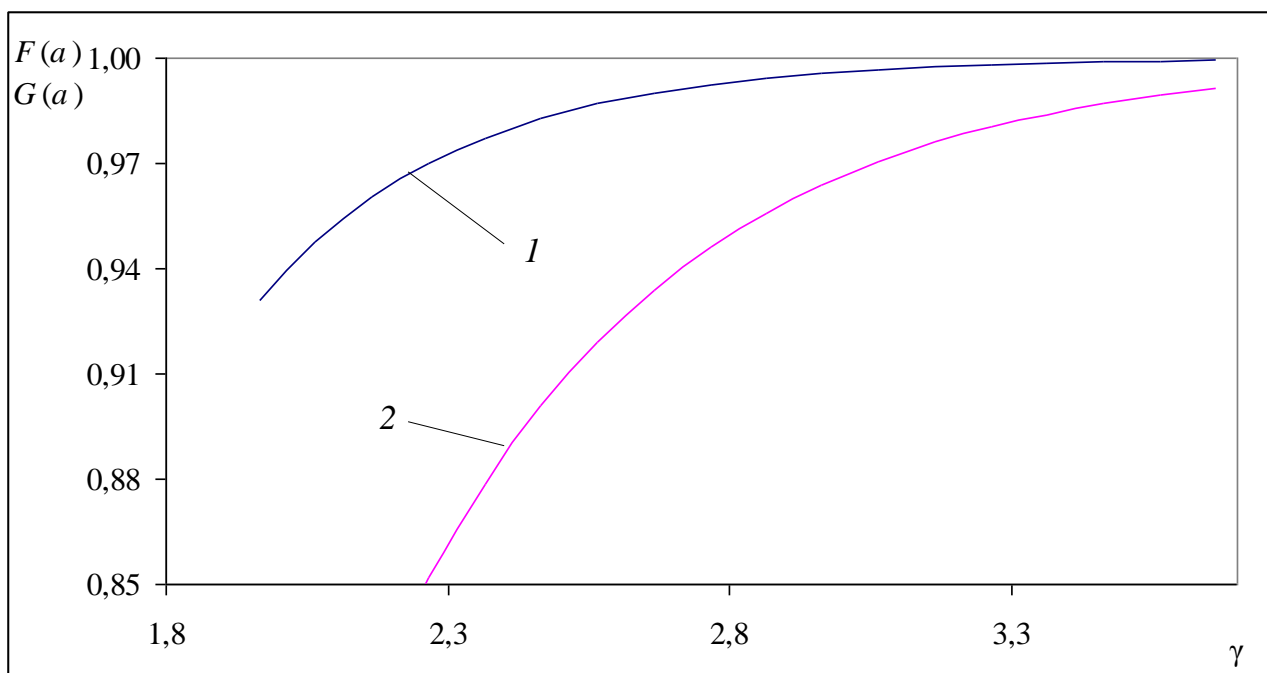


Рис. 2.13. Залежність зміни функцій  $F(a_*)$  та  $G(a_*)$  від коефіцієнта  $\gamma$ : 1 – функція  $F(a_*)$ ; 2 – функція  $G(a_*)$ .

На основі отриманих для імовірнісних показників MSD залежностей (рис. 2.12) розраховуються функції надійності та ресурсу розглядуваного заклепкового з'єднання (рис. 2.14).

Залежність імовірності руйнування хоча б одної пошкодженої перемички  $\Omega_*(N)$  від числа польотних циклів визначалась по формулі (2.11) з урахуванням залежностей (2.52), (2.53), (2.2), (2.3) та (1.1). Отримана формула має вигляд:

$$\Omega_*(N) = 2 - \left[ 1 - \left( \frac{a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp \left[ - \left( \frac{N}{\beta} \right)^\alpha \right] \left\{ 1 - \exp \left[ - \left( \frac{N}{\beta} \right)^\alpha \right] \right\}} - \left[ \left( \frac{2a_0}{a_* - 2a_0} \right)^{\gamma-1} + \left( \frac{2a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right] \times \quad (2.54)$$



$$\times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[\frac{4a_0^2}{a_*(a_*-2a_0)}\right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \Bigg]^{(n-1) \cdot \left\{1-\exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right]\right\}^2}.$$

Результати розрахунків за (2.54) представлені кривою 2 на рис. 2.14.

Імовірність безвідмовної роботи заклепкового з'єднання (функція надійності)  $R(N)$  розраховувалась по формулі (2.13) з підстановкою залежностей (2.1), (2.54) та (1.1):

$$R(N) = \left( -1 + \left[ 1 - \left( \frac{a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}} + \left[ \left( \frac{2a_0}{a_*-2a_0} \right)^{\gamma-1} + \left( \frac{2a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right] \times \right. \quad (2.55)$$

$$\times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[\frac{4a_0^2}{a_*(a_*-2a_0)}\right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \Bigg]^{(n-1) \cdot \left\{1-\exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right]\right\}^2} +$$

$$+ \left\{ \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2 \left\{ 2 - \left[ 1 - \left( \frac{a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}} - \left[ \left( \frac{2a_0}{a_*-2a_0} \right)^{\gamma-1} + \left( \frac{2a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right] \times \right.$$

$$\left. \left. \times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[\frac{4a_0^2}{a_*(a_*-2a_0)}\right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \right]^{(n-1) \cdot \left\{1-\exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right]\right\}^2} \right\}^{n-1}$$

Результати розрахунків за (2.55) представлені кривою 1 на рис. 2.14.

Функція розподілу ресурсу такого з'єднання  $F_T(N)$  розрахована по формулі (2.17) з підстановкою (2.20) та (2.55) і отримана залежність:

$$F_T(N) = 1 - \left[ 1 + (n-1) \cdot \left( 2 - \left[ 1 - \left( \frac{a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}} - \left[ \left( \frac{2a_0}{a_*-2a_0} \right)^{\gamma-1} + \right. \right. \right.$$

$$\left. \left. + \left( \frac{2a_0}{a_*} \right)^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[\frac{4a_0^2}{a_*(a_*-2a_0)}\right]^{\gamma-1} \right] \times \right. \quad (2.56)$$

$$\begin{aligned}
& \times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \left[ \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right]^{(n-1)} \left\{ \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2 - \left\{ \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2 \cdot \left\{ 2 - \right. \\
& \left. - \left[ 1 - \left(\frac{a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right]} \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\} - \left[ \left(\frac{2a_0}{a_* - 2a_0}\right)^{\gamma-1} + \left(\frac{2a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1} \right] \times \right. \\
& \left. \times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[ \frac{4a_0^2}{a_*(a_* - 2a_0)} \right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \right]^{(n-1) \cdot \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2} \right\} \times \\
& \times \exp\left[ -(n-1) \cdot \left( 2 - \left[ 1 - \left(\frac{a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right]} \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\} - \left[ \left(\frac{2a_0}{a_* - 2a_0}\right)^{\gamma-1} + \left(\frac{2a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1} \right] \times \right. \right. \\
& \left. \left. \times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[ \frac{4a_0^2}{a_*(a_* - 2a_0)} \right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \right]^{(n-1) \cdot \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2} - \right. \\
& \left. - \left\{ \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2 \left\{ 2 - \left[ 1 - \left(\frac{a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1} \right]^{(n-1) \cdot 2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right]} \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\} - \left[ \left(\frac{2a_0}{a_* - 2a_0}\right)^{\gamma-1} + \left(\frac{2a_0}{a_*}\right)^{\gamma-1} \right] \times \right. \right. \\
& \left. \left. \times {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; \frac{2a_0}{a_*}\right) - \left[ \frac{4a_0^2}{a_*(a_* - 2a_0)} \right]^{\gamma-1} \cdot {}_2F_1\left(1-\gamma; \gamma-1; \gamma; 1-\frac{2a_0}{a_*}\right) \right]^{(n-1) \cdot \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \right\}^2} \right\} \right].
\end{aligned}$$

Результати розрахунків за (2.56) представлені кривою 3 на рис. 2.14.

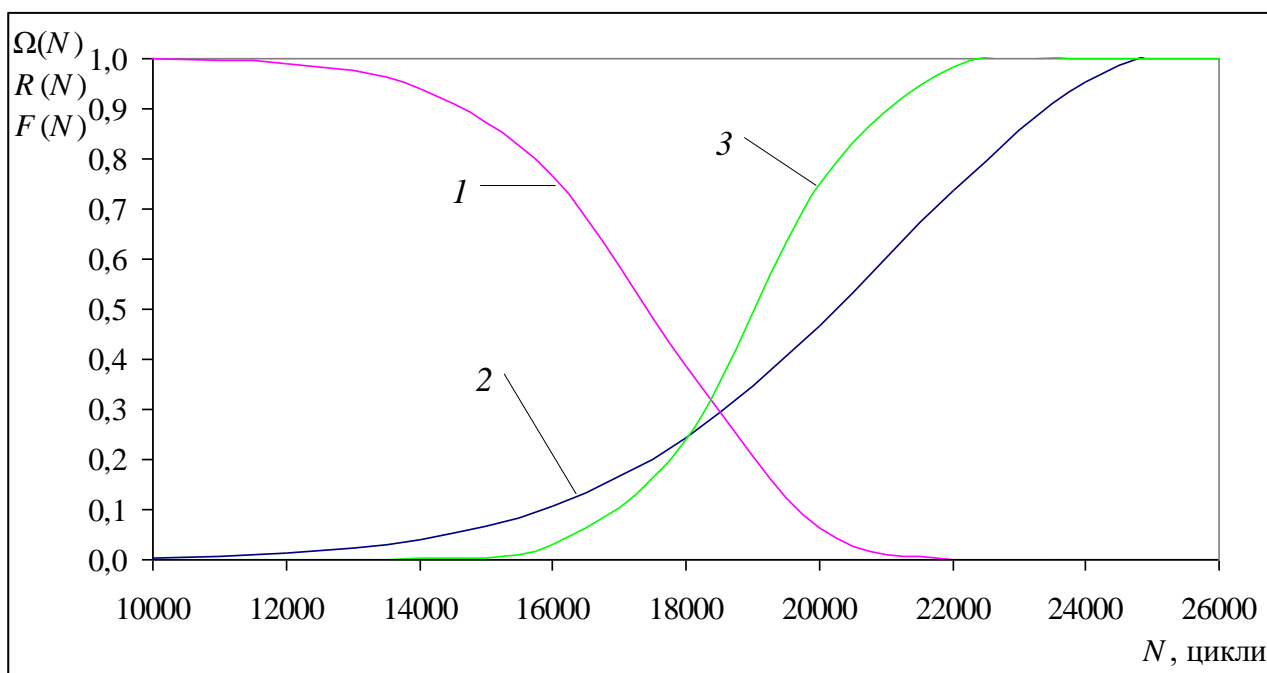


Рис. 2.14. Зміна функцій  $\Omega_*(N)$ ,  $R(N)$  та  $F_t(N)$  від числа польотних циклів: 1 – імовірності безвідмовної роботи заклепкового з'єднання; 2 – імовірності руйнування хоча б одної пошкодженої перемички; 3 – функції розподілу ресурсу.

Імовірнісні показники надійності та ресурсу заклепкового з'єднання (рис. 2.14), дають можливість вирішувати цілий ряд практично важливих задач [81]. Наприклад, функцію  $R(N)$  можна трактувати як зміну залишкової міцності заклепкового з'єднання і на основі її зміни від циклічного напруцювання призначати періодичність контролю конструкції на наявність і розвиток пошкоджень (особливо після 18000 польотів). Функція розподілу ресурсу  $F_t(N)$  дозволяє здійснювати обґрунтоване прогнозування напруцювання граничного стану заклепкового з'єднання з врахуванням значення імовірності його реалізації. Це визначення основних числових характеристик ресурсу (середнє значення, дисперсія), а також призначення гамма-відсоткового ресурсу. Апробацію розробленого методу на реальних експериментальних даних здійснено у 5 розділі, а також в роботі [119].

## Висновки по другому розділу

1. Створено та обґрунтовано імовірнісну модель багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій і отримано показники надійності, які дозволяють прогнозувати стан та залишкову міцність конструкції. Визначено необхідні складові для її практичного застосування.

2. Розроблено математичну модель формування розподілу довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні з врахуванням їх випадкового утворення та випадкової швидкості росту. Показано, що гіперболічний тип даного розподілу є частковим випадком розподілу Парето. Теоретично обґрунтовано використання закону Парето для опису довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні.

3. Аналітично отримано імовірнісну модель об'єднання зустрічних втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні з врахуванням того, що довжина цих тріщин має розподіл Парето. Дана модель дозволяє обчислити імовірність руйнування перемички в заклепковому з'єднанні за рахунок двох тріщин при визначеному напрацюванні та умовах навантаження.

4. Викладено підхід до чисельної реалізації розробленої імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження на прикладі заклепкового з'єднання. Визначено функції імовірності безвідмовної роботи  $\Omega_*(N)$ , імовірності настання граничного стану  $R(N)$  і функції розподілу ресурсу заклепкового з'єднання  $F_T(N)$  та показано їх застосування для прогнозування ресурсу і визначення надійності конструкції літака.

## **РОЗДІЛ 3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВТОМНОГО БАГАТООСЕРЕДКОВОГО ПОШКОДЖЕННЯ МОДЕЛЬНИХ ЗРАЗКІВ ЗАКЛЕПКОВОГО З'ЄДНАННЯ**

Сплав Д16АТ широко використовується в авіабудуванні, і вимагає вивчення в області множинного пошкодження, оскільки закономірності виникнення, росту і об'єднання множини тріщин не були достатньо досліджені.

В роботі досліджувалось багатоосередкове втомне пошкодження за допомогою методу механічних втомних випробувань [120] та спеціально розроблених методик реєстрації довжин тріщин і черговості їхньої появи в модельних зразках безпосередньо під час експерименту [94].

### **3.1 Зразки та обладнання для експериментальних досліджень**

Для вивчення втомного багатоосередкового пошкодження в даній роботі було використано два типи зразків. Кожен із типів представляв собою пласку алюмінієву пластину з певною кількістю отворів для імітації реальної конструкції літака та концентрації напружень. Основною відмінністю між ними була наявність в одному нерознімного з'єднання у вигляді трирядного заклепкового шва, в той час як інший тип містив набір порожніх отворів. Для виготовлення зразків було використано лист алюмінієвого сплаву марки Д16АТ з розмірами  $4000 \times 1500 \times 1,5$  мм [121]. Відповідно до стандартів виробництва він мав нормальну точність виготовлення та звичайну обробку поверхні. Алюмінієвий сплав було загартовано та штучно зістарено. Заготовки зразків необхідних розмірів вирубувались з даного листа за допомогою гільйотини, після чого геометричні розміри більш точно досягались обробкою фрезеруванням. Після підготовки до випробувань, зразки встановлювались в іспитову машину та навантажувались циклічним розтяганням-стисканням. Під час експерименту проводилося безперервне спостереження за станом поверхні зразка з метою своєчасного виявлення втомних тріщин. Після випробувань отримані дані оброблялись за допомогою статистичних методів.

Для виготовлення зразків було обрано сплав Д16АТ тому, що він є досить поширеним у промисловості літакобудування. І хоча в сучасних літаках спостерігається беззастережне та істотне збільшення долі композиційних матеріалів у конструкції, алюмінієві сплави, такі як Д16АТ і В95Т1 та їх закордонні аналоги 2024-Т3 і 7075-Т6 продовжують відігравати провідну роль. Вони широко використовуються при виготовленні силових елементів конструкції планера літака завдяки їхній достатній міцності та невеликій питомій вазі. Для захисту від корозії та дії агресивного середовища поверхня даного конструкційного сплаву підлягає плакуванню. У якості захисного шару використовують недорогі матеріали, які є анодом відносно основного металу. Це забезпечує стійкий та надійний захист від корозії навіть при наявності місцевих порушень плакуючого шару (подряпин, потертостей і т.п.). Плакування листів виконується під час спільної гарячої прокатки основного і захисного металів. Зчеплення між ними здійснюється в результаті дифузії під впливом сумісної деформації гарячої заготовки. Плакування може бути одно- та двостороннім. Товщина захисного шару залежить від призначення деталі та товщини основного металу. В даному випадку вона складає 4% товщини листа, що становить 0,06 мм. В якості матеріалу для плакування елементів конструкцій, виготовлених з алюмінієвих сплавів, зокрема і Д16АТ, використовують технічний алюміній АД1.

Окрім того, в зразках із нерознімним з'єднанням, були встановлені заклепки з алюмінієвого деформівного сплаву марки Д18П (закордонний аналог АА2117), що був загартований та штучно зістарений. Даний матеріал широко застосовується у авіаційній промисловості для виготовлення заклепок, що повинні з'єднувати елементи конструкції, виготовлені з дюралі. Механічні характеристики та хімічний склад всіх зазначених матеріалів наведені нижче в табл. 3.1-3.2 [121,122].

Геометрія експериментальних зразків обиралась таким чином, щоб імітувати фрагмент обшивки літального апарату. Для реалізації можливості дослідження багатоосередкового втомного пошкодження зразок мав містити

велику кількість концентраторів напруження у вигляді отворів. Таким чином для проведення експериментальних досліджень було обрано два типи зразків.

Таблиця 3.1

### Основні компоненти (% маси) використаних алюмінієвих сплавів [122]

Сплав	Хімічний склад матеріалу, %										
	Al	Fe	Si	Cu	Mn	Zn	Ti	Mg	Cr	Інші домішки	
										Кожна окремо	Сума
АД1	99,30	0,30	0,30	0,02	0,025	0,10	0,15	0,05	–	0,02	–
Д16АТ	93,05	0,50	0,50	3,80	0,30	0,25	0,15	1,20	0,1	0,05	0,15
Д18П	94,35	0,50	0,50	2,20	0,20	0,10	–	0,20	0,1	0,05	0,15

Таблиця 3.2

### Механічні характеристики використаних алюмінієвих сплавів [121]

Сплав	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$E \cdot 10^5$ , МПа	$\sigma_B$ , МПа	$\sigma_T$ , МПа	НВ, МПа	$\delta_5$ , %
АД1	2710	0,71	60	30	25	20
Д16АТ	2770	0,72	420	275	105	7
Д18П	2740	0,71	300	170	70	24

Перший тип являв собою пласку пластину з габаритними розмірами 300×130×1,5 мм, у якій було виконано 14 отворів діаметром 4 мм. Дані отвори були рознесені на три ряди: у першому і третьому по 5 отворів, у другому 4. Відстань між центрами отворів становила 20 мм, а відстань між рядами – 25 мм.

Другий тип зразків містив заклепкове з'єднання внахлест та імітував трирядний заклепковий шов кріплення обшивки до скульпної балки літака Ан-24. Зразок складався з двох пласких пластин з габаритними розмірами 200×130×1,5 мм, які поєднувались в одну, таким чином щоб габарити всього зразка повторювали габарити попереднього типу. Пластини з'єднувались чотирнадцятьма напівкруглими заклепками із загартованого та зістареного алюмінієвого сплаву Д18П. Конфігурація розміщення заклепок повторювала

конфігурацію отворів попереднього типу зразків. Нерознімне з'єднання виконувалось на виробництві, відповідно до прийнятих стандартів. Загальний вигляд обох типів зразків показано на рис. 3.1.

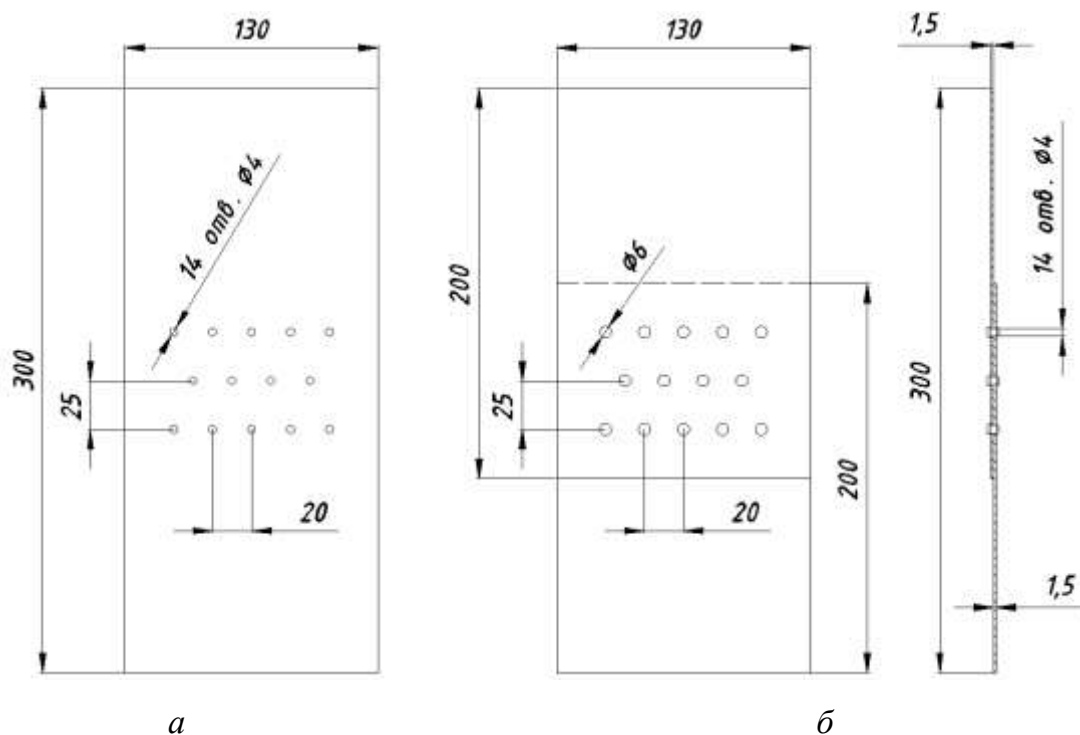
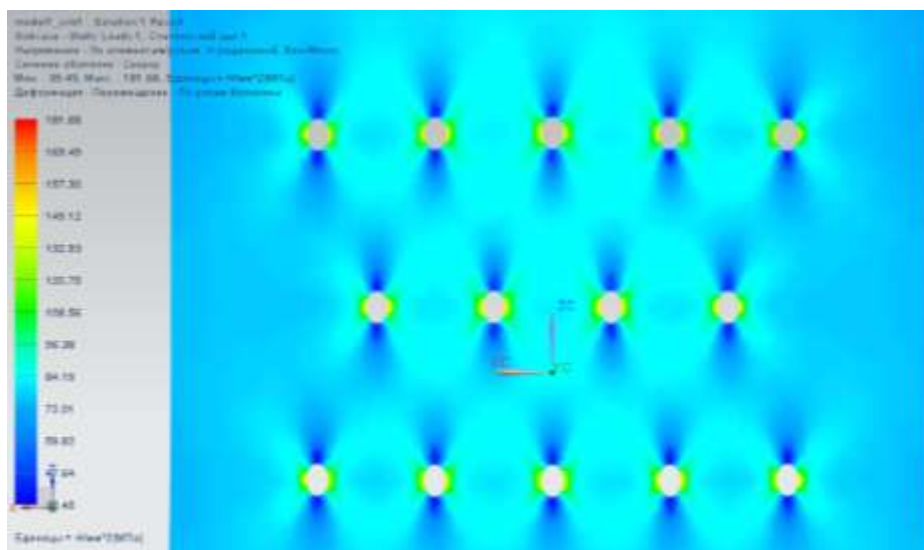


Рис. 3.1. Зразки для випробувань: *а* – першого типу; *б* – другого типу.

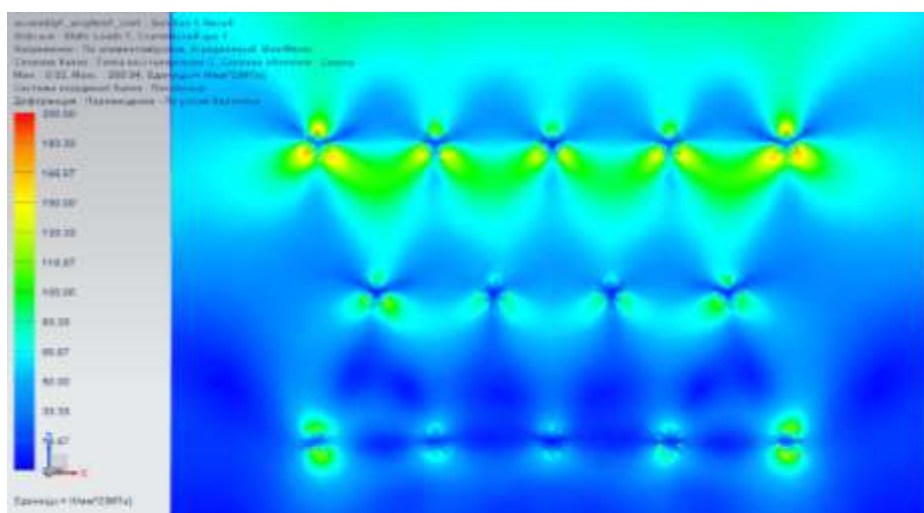
З огляду на геометрію зразка, яка є нетиповою для втомних випробувань потрібно було показати відсутність взаємного впливу полів напружень біля отворів між суміжними рядами та впевнитися в рівнонавантаженості зразка, а відтак можливості якісної оцінки множинного пошкодження. З цією метою проведено моделювання дослідного зразка методом кінцевих елементів в програмному пакеті SIEMENS PLM NX 8.0.0.25 (рис. 3.2). Моделювання проводилось із зусиллям 14850 Н, що з урахуванням отворів відповідає напруженню в зразку 90 МПа.

Як видно з результатів моделювання максимального значення напруження досягають на контурі отворів з правого і лівого боків, де і будуть виникати втомні тріщини. Значення коефіцієнта концентрації напружень становить 3,0 [123].





*a*



*б*

Рис. 3.2. Розподіл напружень біля концентраторів для експериментальних зразків: *a* – першого типу; *б* – другого типу.

Перед проведенням експерименту з набору заготовок виготовлювались модельні зразки. Процес виготовлення включав свердлення отворів та підготовку поверхні робочої зони зразку.

Спочатку на кожному зразку проводилась розмітка конфігурації отворів, показаної в попередньому пункті. Для більшої точності розмічання було виготовлено шаблон робочої зони. Розмітка виконувалась під лінійку за допомогою чорного маркера. На наступному кроці в місцях під отвори робилися невеликі заглиблення діаметром близько 1 мм для підвищення

точності ходу свердла. Заглиблення витискались керном вручну без різких ударів та поштовхів. Свердлення отворів відбувалося на свердлильному станку з діаметром свердла 4 мм. Для запобігання виникнення залишкових деформацій в процесі свердлення контролювалось зусилля ходу свердла, а швидкість обертання складала 1250 об/хв., що дозволило уникнути появи напливів та задирок на краях отвору, які прискорюють зародження втомних тріщин. Після свердлення проводилася чистова обробка стінок отворів розгортанням. Розгортання це механічна обробка отворів різанням, яка полягає у знятті тонкого шару металу зі стінок отвору. Це дозволяє отримати малу шорсткість поверхні. Всі отвори були оброблені розгорткою діаметром 4 мм зі швидкістю обертання 900 об/хв.

Наступним етапом була підготовка робочої зразка до спостереження за зародженням втомних тріщин. Вона полягала в поліруванні поверхні зразка в зоні отворів алмазною пастою – АСМ 60/40. Полірування виконувалось вручну до досягнення параметра шорсткості обробленої поверхні  $R_a$  0,32-0,05 мкм. Отримана дзеркальна поверхня дозволяла реєструвати тріщину під час експерименту на початкових стадіях її росту у вигляді каламутних ділянок в металі [124].

Другий тип зразків, що містив заклепкове з'єднання виготовлювався на ДП «Антонов» у відповідності до прийнятих стандартів. Даний тип зразків перед експериментом проходив підготовку лише поліруванням поверхні.

Для проведення втомних випробувань використовувалась стандартна гідропульсаційна випробувальна машина МУП-20 (рис. 3.3).

Установка складається з власне машини, пульта керування і пульсатора, змонтованих на фундаменті та з'єднаних між собою маслопроводами. Власне машина – вертикальна, двоколонна з гідравлічним приводом переміщення рухомої траверси і механічним приводом нижнього захвату, кінематично представляє собою дві спряжені рами – рухому і нерухому. Нерухома рама складається з основи і траверси циліндра, з'єднаних двома колонами. В траверсі встановлено гідравлічний поршень і циліндр. Робочий хід рухомої траверси

здійснюється гідравлічним приводом. До нижньої нерухомої і верхньої рухомої траверси кріпляться захвати для зразка. Механічний привод нижнього захвату служить лише для установки захвата при налаштуванні машини перед випробуваннями. Механізм привода складається з електродвигуна та черв'ячної передачі. Регулювання відстані між захватами для заданого розміру зразка виконується шляхом підйому чи опускання верхньої траверси.



Рис. 3.3. Испитова машина МУП-20.

В пульті керування встановлена силова рама з насосною установкою, яка представляє собою маслобак на боковій стінці якого закріплено насос та перепускний клапан. На зовнішній стінці бака знаходиться електродвигун, що передає оберти насосу через клинопасову передачу. На панелі пульта змонтовано механізм керування подачею насоса та перепускним клапаном. Для усунення пульсацій мастила застосовується кульковий зворотний клапан з регульованою пружиною, розташований в перепускному клапані. Також в пульті знаходиться маятниковий сило-вимірвальний пристрій, золотниковий

пристрій для розподілення максимального тиску в системі і стабілізатор тиску, що являє собою поршневий клапан та призначений для автоматичної підтримки заданого навантаження при тривалих випробуваннях.

Пульсатор являє собою одноплунжерний безклапанний насос з регульованим ходом і призначений для створення змінних навантажень на зразок. Коливання навантаження створюються періодичними імпульсами мастила, що передаються з циліндра пульсатора до робочого циліндру машини. Пульсатор приводиться в дію чотиришвидкісним електродвигуном, встановленим на фундаменті. Регулювання величини ходу плунжера, а отже і величини імпульсу, здійснюється переміщенням циліндра пульсатора за допомогою електродвигуна та черв'ячного редуктора. На редукторі встановлено лічильник, що показує кількість циклів випробувань. Пульсатор дозволяє навантажувати зразок з коефіцієнтом асиметрії циклу рівному або більше нуля. Основні технічні характеристики машини наведені в табл. 3.3 [125].

Зразки закріплювались на іспитовій машині, за допомогою спеціальних захватів із центрувальними отворами, що забезпечувало рівномірний розподіл напруження по перерізах зразка та дозволяло уникнути його перекосу (рис. 3.4). Зразок фіксувався в захватах затягуванням восьми болтів класу міцності 8.8. На внутрішніх поверхнях захватів були насічені риски під кутом  $45^\circ$ , що врзалися у зразок, і надійно фіксували його унеможливаючи будь-які переміщення.

Таблиця 3.3

### Технічні характеристики випробувальної машини МУП-20

Характеристика	Значення
Вид випробувань	Розтяг
Найбільше статичне навантаження	200 кН
Точність вимірювання статичного навантаження	$\pm 1\%$
Границі пульсуючих навантажень	$+10 \div +100$ кН
Точність вимірювання пульсуючих навантажень	$\pm 2\%$
Частота навантажування	315, 475, 625, 960 цикл/хв.
Найбільша відстань між захватами при розтягу	500 мм
Товщина плоских зразків при розтягу	$0,5 \div 11$ мм

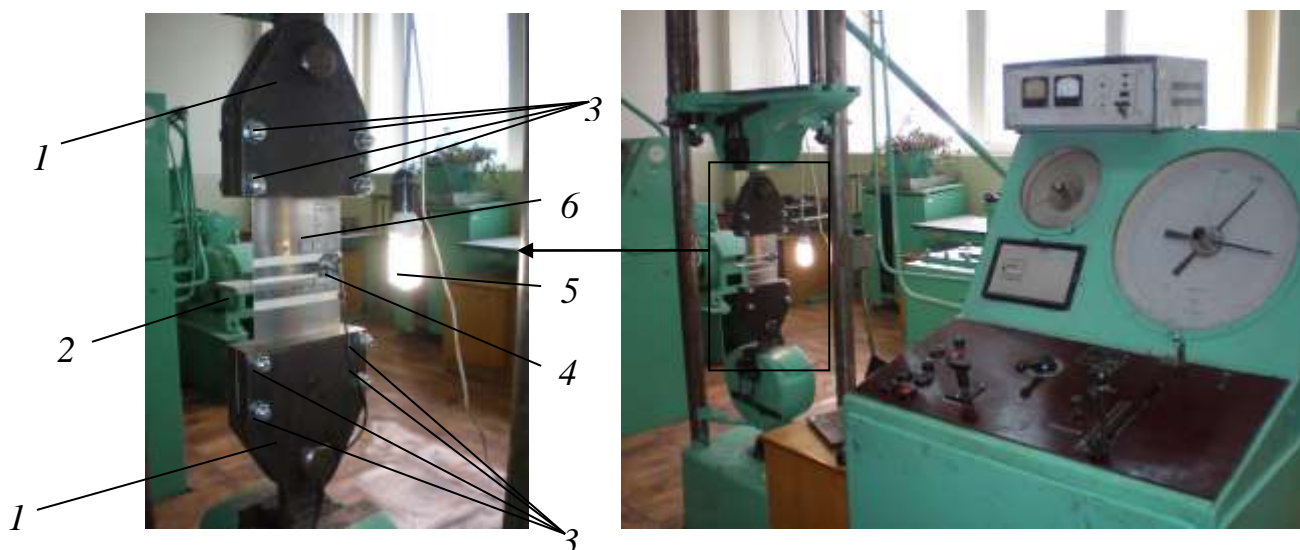


Рис. 3.4. Испитова машина МУП-20:

1 – захвати; 2 – штатив для кріплення камери на зразку; 3 – болти затяжні; 4 – камера; 5 – лампа; 6 – зразок.

### 3.2 Методика проведення експерименту

Одним із завдань даної роботи було змоделювати розвиток втомного пошкодження в елементі конструкції літака. Втомні пошкодження в реальних умовах виникають на літаку через дію вібрацій (аеропружність, акустичні, від роботи двигунів) аеродинамічних сил та розширення-стискання гермокабіни по причині створення надлишкового тиску в циклі «земля-політ-земля». Характер та інтенсивність дії цих навантажень для порівняння наведені в табл. 3.4 [126].

Таблиця 3.4

#### Характеристики навантаження літака за 1000 годин польоту

Вид навантаження	Кількість циклів	Частота навантаження, цикли/хв.	Коефіцієнт навантаження
Політ в неспокійному повітрі	$1 \dots 15 \times 10^5$	0,3-0,5	0,05-0,70
Маневри	$1 \dots 5 \times 10^3$	5-20 за політ	0,1-0,7
Тиск в кабіні	$2 \dots 10 \times 10^3$	1 за політ	0,2-0,4
Нерівності злітно-посадкової смуги	$1 \dots 5 \times 10^5$	1-5	0,05-0,07
Явища аеропружності	$0,7 \dots 5 \times 10^7$	2-20	0,01-0,05
Вібрація від двигунів	$0,7 \dots 3 \times 10^8$	20-100	0,005-0,02
Акустична вібрація	$0,5 \dots 50 \times 10^9$	100-10000	0,001-0,01

Їх сприйняття відбувається силовими елементами крила, фюзеляжу, оперення і, в тому числі, обшивкою. Оскільки плакований алюмінієвий сплав Д16АТ традиційно використовується для виготовлення обшивки фюзеляжу, в роботі моделювалось втомне пошкодження панелей обшивки фюзеляжу з трирядним заклепковим з'єднанням внахлест при навантаженні надлишковим тиском. Режими циклічного навантаження обирались з урахуванням умов навантаження реальних авіаційних конструкцій. Втомні випробування модельних зразків проводилися з регулярним циклічним навантаженням при трьох рівнях напружень: 80, 90 і 110 МПа [127,128]. Для кожного рівня напружень була випробувана партія, що складалась з трьох зразків з отворами та трьох зразків із заклепковим з'єднанням. Кожен експериментальний зразок піддавався навантаженню із частотою 11 Гц., при віднульовому циклі ( $R = 0$ ) (рис. 3.5). Розтягання проводилися зі швидкістю навантаження 5 Н/мм<sup>2</sup> [129].

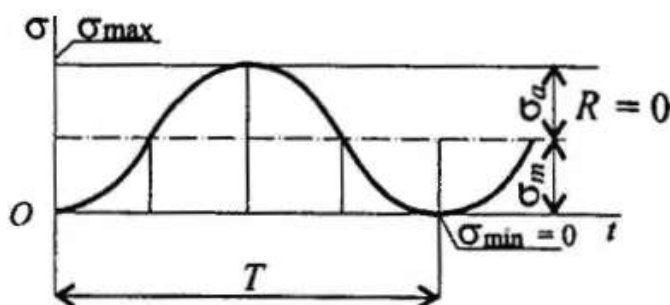


Рис. 3.5. Режим навантаження експериментального зразка.

Оскільки кожен отвір формує два поля максимальних напружень у яких імовірна поява тріщини, максимально можлива кількість тріщин у одному зразку становить 28. Тріщини, що утворилися в сусідніх отворах і розвиток яких відбувається назустріч одна одній, здатні поєднуватися і формувати магістральну тріщину, що свідчить про наявність багатоосередкового пошкодження. Для більшої достовірності експерименту та досягнення кращої повторюваності результатів всі дані по зародженню та розвитку втомних тріщин знімалися із зразка не припиняючи випробувань. Для цього були

розроблені та застосовувались спеціальні методики, про які йтиметься у наступних підрозділах.

### 3.3 Методика реєстрації виникнення втомних тріщин в зразках

Моніторинг всіх тріщини, що утворювалися на зразку в процесі його навантаження здійснювався цифрою камерою Logitech QuickCam E3500 (рис. 3.6, *а*). Для зручності застосування камери у експериментальних дослідженнях вона була звільнена від корпусу (рис. 3.6, *б*). Це дозволило закріпити камеру на зразку під час випробувань, уникнути додаткових інерційних навантажень та вручну регулювати фокусну відстань знімків. Всі знімки виконувались з розподільною здатністю  $960 \times 720$  пікселів і збільшенням в 20 разів.



*а*



*б*

Рис. 3.6. Цифрова камера *Logitech QuickCam E3500*.

Керування камерою здійснювалось з персонального комп'ютера стандартним програмним забезпеченням *Logitech Webcam Software* (рис. 3.7).

Для кріплення камери на зразку був розроблений спеціальний штатив, який дозволяє однією камерою фотографувати кожну з 28 зон можливої появи тріщини біля отворів. Це досягається переміщенням і кріпленням його безпосередньо на зразку. Використання штатива дає можливість одержувати знімки на однаковій фокусній відстані, а кріплення його на зразку усуває розмитість знімків через вібрацію.



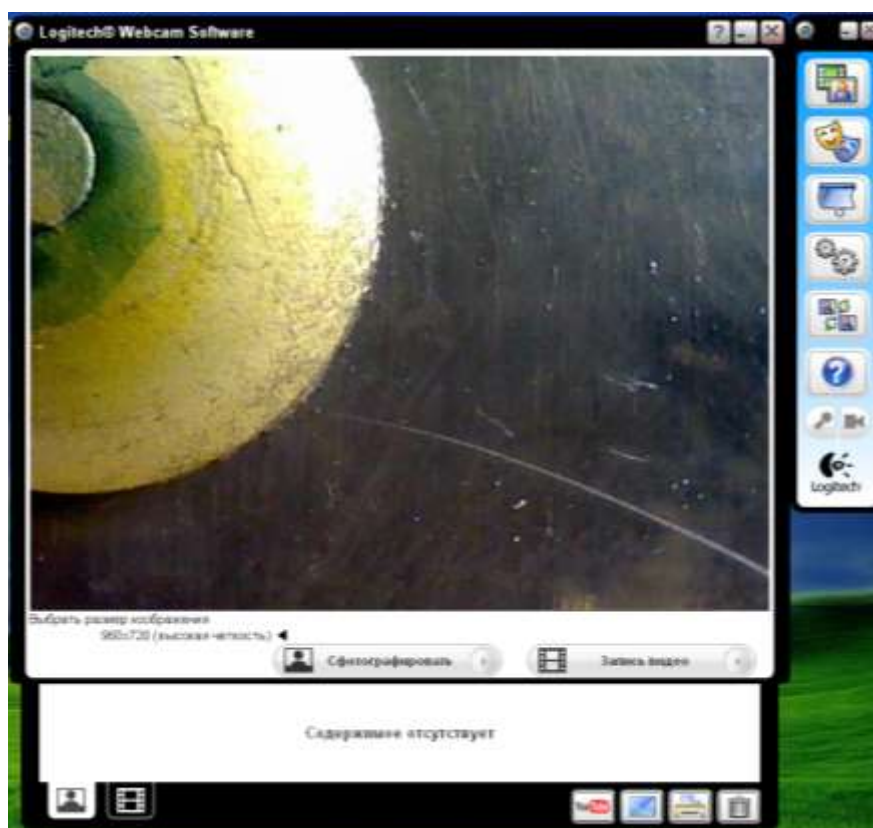


Рис. 3.7. Интерфейс *Logitech Webcam Software*.

Штатив вирізався на фрезерному верстаті з листового алюмінієвого сплаву Д16, товщиною 5 мм. Це дозволило забезпечити мінімальну масу при необхідній його твердості, і як наслідок уникнути впливу додаткових інерційних сил на експериментальний зразок (рис. 3.8).

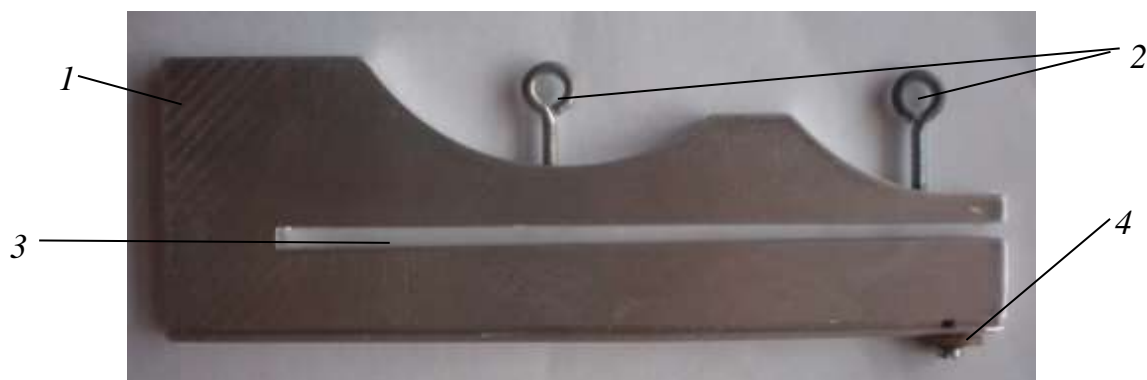


Рис. 3.8. Штатив для кріплення камери на зразку:

1 – тіло штатива; 2 – притискні гвинти для фіксації штатива на зразку; 3 – щілина для зразка; 4 – гвинт кріплення камери на штативі.



Під час експерименту штатив із закріпленою камерою фіксувався на зразку і коливався разом з ним. Розподільна здатність та налаштована фокусна відстань камери дозволяли оглядати зони припустимого виникнення тріщин при великому збільшенні та фотографувати їх у випадку появи дефекту. Огляди проводились зі змінною періодичністю, залежно від кількості циклів напруження. Так на початку випробувань було достатньо одного огляду на годину, в середині – огляд раз на півгодини, наприкінці – огляд раз на дві-п'ять хвилин, а безпосередньо перед руйнуванням зразка фотографії робилися щосекунди. Методика реєстрації появи тріщин була однаковою для обох типів зразків за виключенням того факту, що у зразку із заклепковим з'єднанням потрібно було відстежувати стан поверхні обох боків зразка. Це було необхідно тому що в такому зразку фактично наявні дві з'єднані пластини, тому кількість зон можливої появи тріщин подвоюється і не всі ці зони можна спостерігати з одної сторони зразка.

### **3.4 Методика обробки експериментальних даних**

Вихідними даними експерименту є масив фотографій росту зафіксованих тріщин. Кожен знімок відображає порядковий номер отвору, довжину тріщини і напрямок її росту. На знімку автоматично фіксується час до секунд кожної зробленої фотографії, що дозволяє з високою точністю визначити число циклів на момент фотографування.

У процесі експерименту фіксувався порядок появи тріщин. Для кожної зафіксованої тріщини визначалися число циклів навантаження на момент фотографування та поточна довжина. Визначення числа циклів здійснювалось по часу фотографії. На початку випробувань кожного зразка, коли іспитова машина виходила на необхідний режим навантаження робився так званий нульовий знімок. Різниця в часі між цим нульовим та поточним знімками переводилася в секунди та за допомогою частоти навантаження перераховувалася у кількість циклів. Довжина тріщини визначалась по фотографії за допомогою програми "Scale 1.0" (рис. 3.9). Ця програма дозволяє

визначити відстань між двома, зазначеними оператором точками в пікселях. Після чого за допомогою перерахункового коефіцієнта можна розрахувати фактичне значення довжини тріщини в міліметрах. Перерахунковий коефіцієнт визначався за допомогою оптичного мікроскопа, на якому вимірювалася довжина невеликого штучно нанесеного дефекту. Після чого ця ж довжина вимірювалася за допомогою програми на фотографії, що і давало можливість визначити значення коефіцієнту, яке в середньому склало 0,0095.

Отримані експериментальні точки описуються експоненційною кривою з високим ступенем кореляції, що свідчить про достовірність отриманих даних (рис. 3.10). В роботі також будувалися кінетичні діаграми втомного руйнування. Для побудови цих діаграм по даним замірів визначалися прирости довжини тріщин  $\Delta a$  за кількість циклів  $\Delta N$ , після чого розраховувалась експериментальна швидкість росту тріщин  $da/dN$  та десятковий логарифм цієї величини. Коефіцієнт інтенсивності напружень визначався по формулі (1.20) і також логарифмувався. Отримані діаграми мають класичний вигляд (рис. 3.11) з чітко помітними трьома характерними ділянками, що також свідчить про достовірність експерименту.

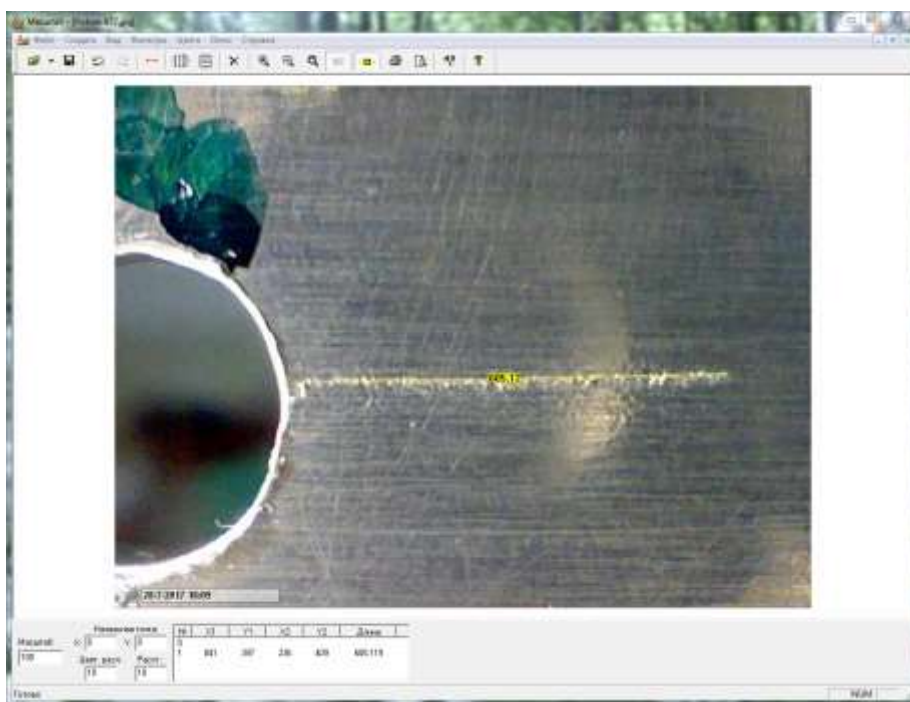


Рис. 3.9. Інтерфейс програми "Scale 1.0".

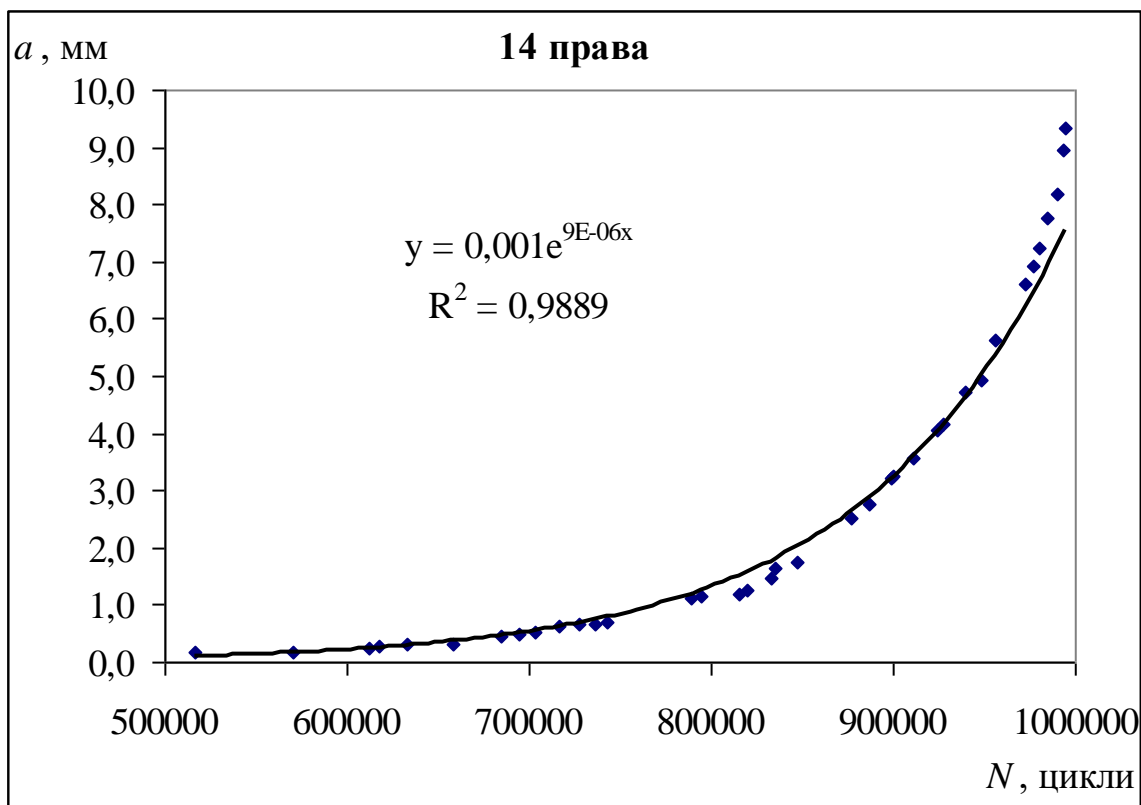


Рис. 3.10. Експериментальні дані росту тріщини для зразка №7, навантаженого 80 МПа, тріщина №14 права.

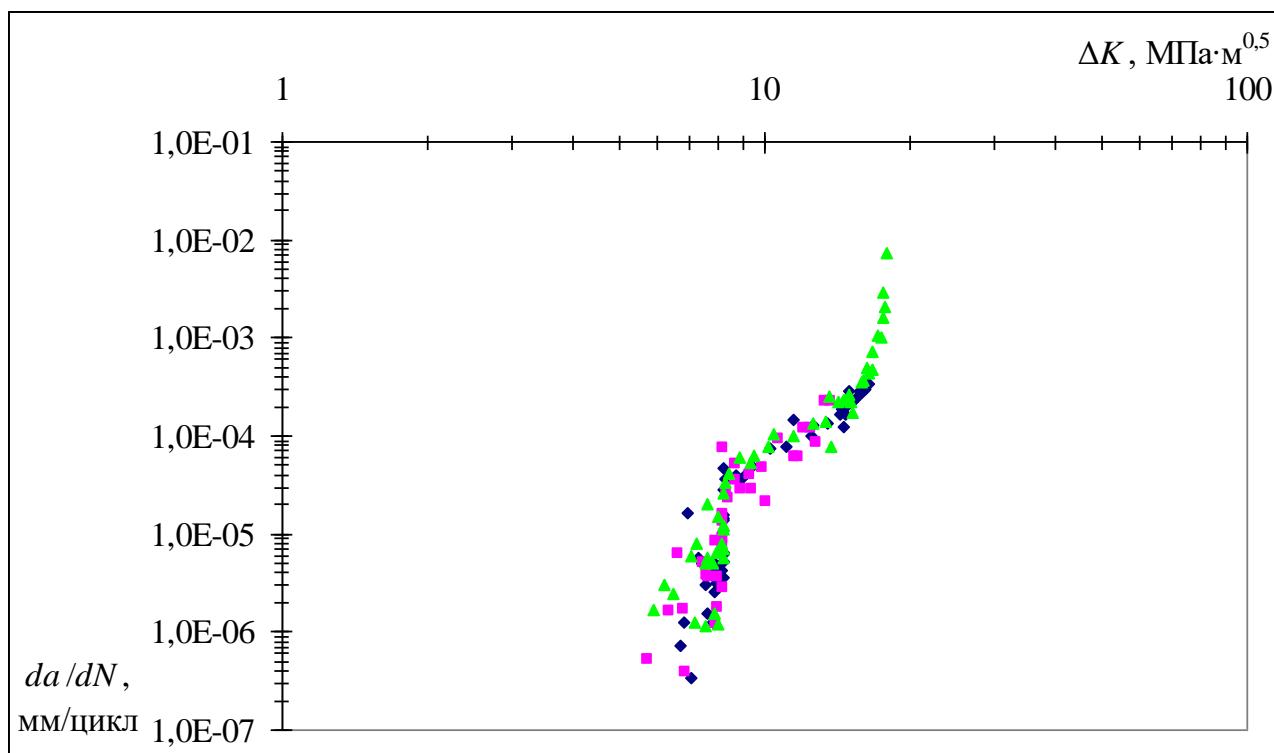


Рис. 3.11. Експериментальні кінетичні діаграми втомного руйнування для тріщин зразка, навантаженого 80 МПа.

У експерименті також підраховувалась кількість наявних у зразку тріщин на певний фіксований момент напрацювання. Ці дані використовувались для побудови діаграм розподілу та щільності розподілу довжини тріщин з метою підбору закону розподілу даних залежностей та обчислення імовірності об'єднання тріщин. Детальніше про це у розділі 4.

## Висновки по третьому розділу

1. Розроблено конструкцію зразків з отворами та заклепковим з'єднанням, яка імітує ділянку реальної конструкції літака для проведення експериментальних досліджень втомного багатоосередкового пошкодження.

2. Проведено моделювання обох типів експериментальних зразків методом кінцевих елементів в програмному пакеті SIEMENS PLM NX 8.0.0.25. Показано відсутність взаємного впливу концентрації напружень біля сусідніх отворів та збіг напрямку росту реальних тріщин з результатами розрахунку. Доведено рівнонавантаженість застосованих типів зразків.

3. Розроблено та апробовано методику реєстрації зародження та розвитку втомних тріщин в процесі циклічного навантажування без зупинки експерименту, яка дозволяє отримувати експериментальні дані підвищеної точності одночасно по багатьом тріщинам.

4. Проведено експериментальні дослідження втомного багатоосередкового пошкодження модельних зразків з багатьма концентраторами та заклепковим з'єднанням, які імітують навантаження ділянки реальної конструкції літака під час типового польоту.

5. Розроблено та апробовано методику автоматизованого визначення довжини тріщин у зразках з отворами та заклепковим з'єднанням в процесі циклічного навантаження, що дозволило отримати історію розвитку пошкоджень у зразках.

## РОЗДІЛ 4 РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ БАГАТООСЕРЕДКОВОГО РУЙНУВАННЯ МОДЕЛЬНИХ ЗРАЗКІВ

Основним завданням експериментальних досліджень була апробація розробленої у другому розділі моделі. Для цього необхідно не лише порівняти результати досліджень та моделювання, але і перевірити справедливність припущень, прийнятих при побудові моделі. В першу чергу це припущення про експоненційний ріст тріщин. На другому етапі потрібно побудувати експериментальні розподіли числа циклів до утворення тріщини початкової довжини і співставити їх з прийнятим у відповідності до [3] розподілом Вейбула. Після цього слід переконатись у відповідності експериментальних розподілів довжини тріщин при фіксованому напрацюванні отриманому у другому розділі розподілу Парето. Таким чином у даному розділі розглянуто аналіз експериментальних даних відповідно до означених критеріїв.

### 4.1 Ріст втомних тріщин в модельних зразках

На першому етапі обробки отриманих експериментальних даних перевірялося чи відповідають криві росту тріщин експоненційному закону. Тому для кожної зафіксованої тріщини були побудовані залежності довжини  $a$  від числа циклів  $N$  (рис. 4.1-4.2). Всього в дослідженнях було випробувано п'ятнадцять зразків: по три зразки з отворами для кожного з трьох рівнів напруження 80, 90 і 110 МПа та по три зразки із заклепковим з'єднанням для напружень 90 і 110 МПа. Кожна тріщина позначалась номером отвору біля котрого вона зародилась та напрямком свого росту. У зразках було зафіксовано та відстежено розвиток 69 тріщин. Для перевірки експоненційного закону було використано апроксимацію рівнянням виду:

$$a = b \cdot e^{pN}, \quad (4.1)$$

де  $a$  – довжина тріщини;  $N$  – кількість циклів.

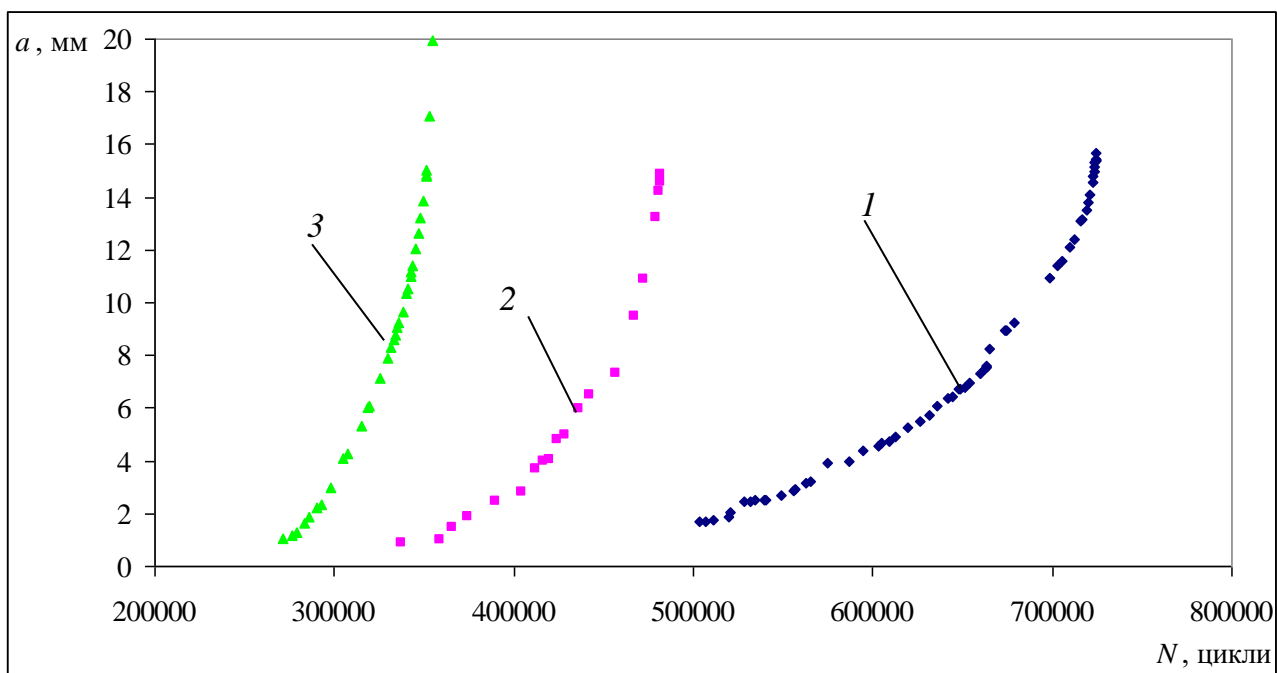


Рис. 4.1. Залежність довжини тріщин від числа циклів: 1 – 80 МПа, зразок №008, тріщина №5 ліва; 2 – 90 МПа, зразок №001, тріщина №5 права; 3 – зразок №004, тріщина №1 ліва.

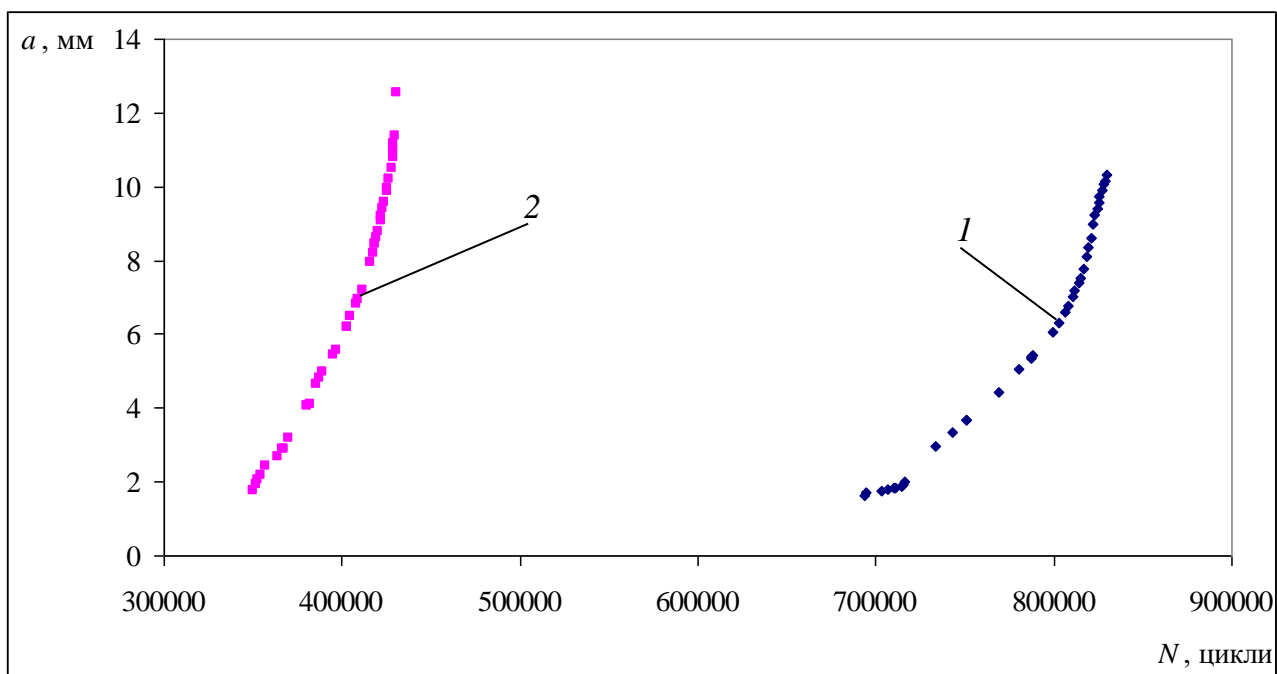


Рис. 4.2. Залежність довжини тріщин від числа циклів в зразку із заклепками: 1 – 90 МПа, зразок №012, тріщина №10 права; 2 – 110 МПа, зразок №015, тріщина №14 ліва.

Якщо (4.1) прологарифмувати та перетворити отримаємо

$$\ln a = \ln b + p \cdot N. \quad (4.2)$$

Тому для визначення коефіцієнтів  $b$  і  $p$  було розраховано натуральні логарифми всього масиву експериментальних даних по довжинам тріщин та побудовано графіки залежності довжини тріщин від числа циклів у напівлогарифмічних координатах (рис. 4.3-4.4). Масиви точок були апроксимовані прямими лініями методом найменших квадратів за допомогою програмного пакета *Microsoft Excel 2003*. По даним апроксимації було обчислено коефіцієнти рівнянь отриманих функцій та коефіцієнти кореляції з експериментальними точками.

Як і очікувалось побудовані залежності добре описувались лінійними функціями з високим ступенем кореляції, що свідчить про експоненційний ріст тріщин. Коефіцієнти рівнянь лінійних функцій апроксимації та коефіцієнти кореляції для всіх тріщин наведені у табл. 4.1-4.5, де  $q = \ln b$ .

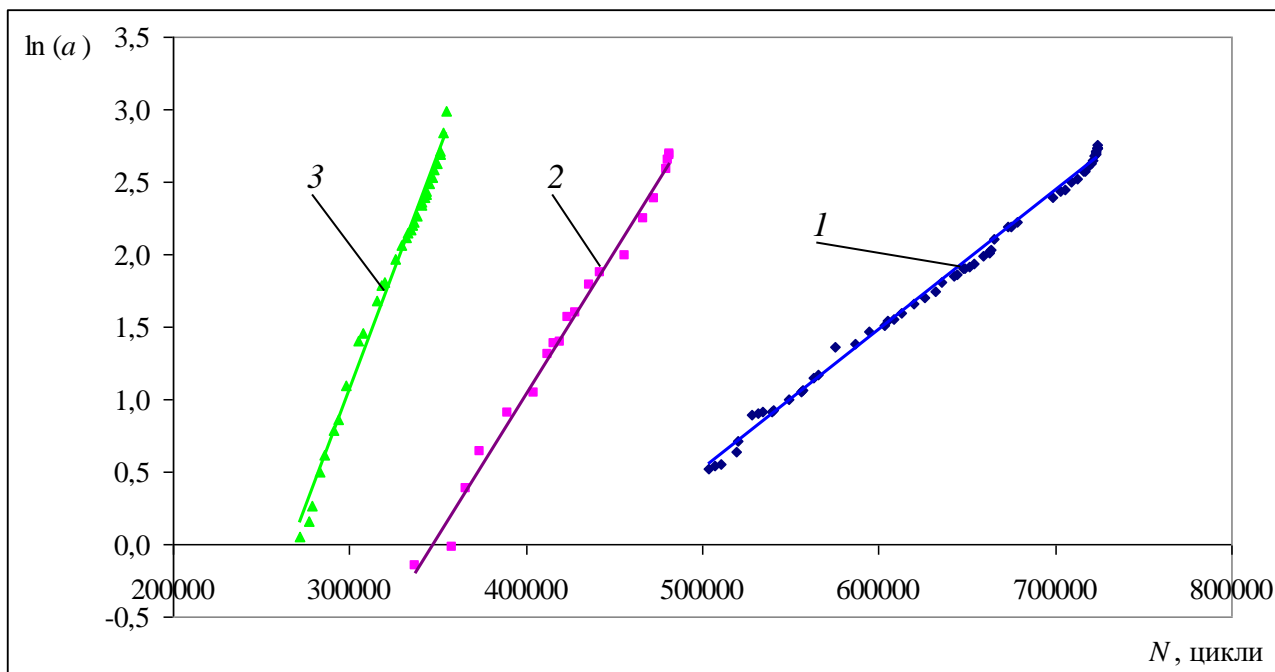


Рис. 4.3 Апроксимація лінійною функцією залежності довжини тріщин від числа циклів: 1 – 80 МПа, зразок №008, тріщина №5 ліва; 2 – 90 МПа, зразок №001, тріщина №5 права; 3 – зразок №004, тріщина №1 ліва.



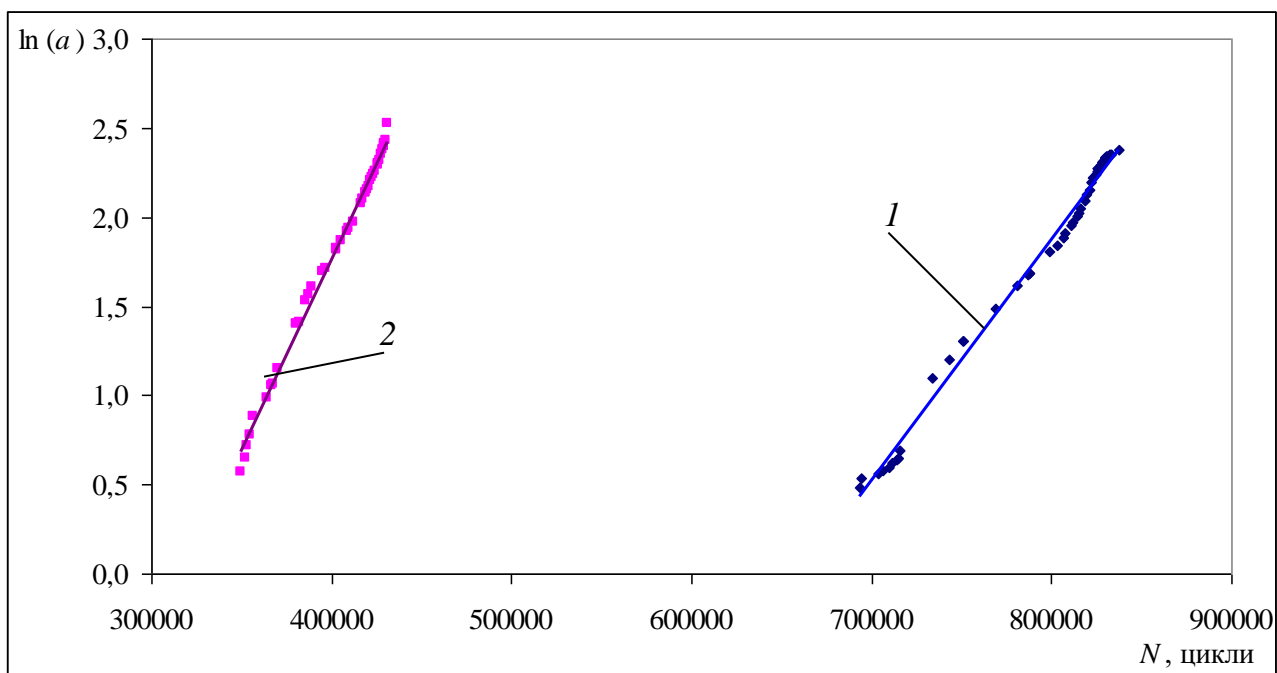


Рис. 4.4 Апроксимація лінійною функцією залежності довжини тріщин від числа циклів у зразку із заклепками: 1 – 90 МПа, зразок №012, тріщина №10 права; 2 – 110 МПа, зразок №015, тріщина №14 ліва.

Таблиця 4.1

**Коефіцієнти рівнянь функцій апроксимації  $y = px + q$  та коефіцієнти кореляції  $R^2$  для напруження 80 МПа**

Зразок	Тріщина	$p \times 10^{-5}$	$q$	$R^2$
№007	№7 ліва	1,371	-10,789	0,986
	№14 права	0,897	-6,898	0,989
	№7 права	1,776	-14,718	0,993
	№5 права	1,121	-11,112	0,984
	№6 ліва	14,213	-138,101	0,990
	№8 права	45,698	-452,291	0,996
	№14 ліва	15,239	-150,997	0,986
№008	№5 ліва	0,959	-4,279	0,996
	№5 права	6,517	-46,089	0,990
№009	№11 права	0,969	-10,989	0,997

	№10 ліва	1,090	-12,026	0,996
	№11 ліва	6,734	-90,281	0,989
	№10 права	10,277	-138,322	0,990

Таблиця 4.2

**Коефіцієнти рівнянь функцій апроксимації  $y = px + q$  та коефіцієнти кореляції  $R^2$  для напруження 90 МПа**

Зразок	Тріщина	$p \times 10^{-5}$	$q$	$R^2$
№001	№5 права	1,958	-6,802	0,990
	№14 права	2,089	-9,212	0,962
	№10 ліва	2,364	-10,415	0,936
	№1 ліва	2,599	-11,567	0,998
	№5 ліва	7,006	-31,717	0,991
№002	№3 права	1,540	-9,304	0,991
	№14 права	1,369	-8,687	0,993
	№10 права	1,352	-7,744	0,981
	№9 права	1,131	-5,779	0,996
	№10 ліва	0,583	-4,334	0,994
	№3 ліва	5,854	-43,054	0,987
	№9 ліва	5,193	-35,969	0,999
№003	№11 права	2,786	-10,850	0,992
	№5 права	2,201	-7,080	0,999
	№4 ліва	2,348	-6,770	0,994
	№4 права	3,543	-11,463	0,991
	№2 права	2,012	-7,551	0,970
	№6 ліва	2,357	-8,265	0,992
	№3 права	38,168	-150,627	0,964
	№5 ліва	56,042	-222,578	0,968

**Коефіцієнти рівнянь функцій апроксимації  $y = px + q$  та коефіцієнти кореляції  $R^2$  для напруження 110 МПа**

Зразок	Тріщина	$p \times 10^{-5}$	$q$	$R^2$
№004	№1 ліва	3,245	-8,662	0,991
	№10 права	4,816	-16,264	0,983
	№8 права	4,099	-13,833	0,979
	№9 ліва	3,748	-13,409	0,981
	№1 права	26,334	-91,756	0,999
	№10 ліва	4,296	-14,699	0,974
	№6 ліва	3,909	-13,286	0,987
№005	№1 ліва	3,267	-10,062	0,981
	№2 ліва	2,852	-8,986	0,986
	№9 права	4,854	-18,129	0,970
	№1 права	14,115	-51,109	1,000
№006	№10 ліва	4,466	-8,436	0,989
	№1 права	4,376	-9,182	0,967
	№11 права	5,904	-14,095	0,968
	№10 права	10,288	-23,029	0,988
	№1 ліва	9,216	-22,167	0,994

Таблиця 4.4

**Коефіцієнти рівнянь функцій апроксимації  $y = px + q$  та коефіцієнти кореляції  $R^2$  для напруження 90 МПа (зразок із заклепками)**

Зразок	Тріщина	$p \times 10^{-5}$	$q$	$R^2$
№010	№10 права	1,814	-12,387	0,981
	№10 ліва	1,036	-6,112	0,991
	№11 ліва	10,744	-86,889	0,973
	№11 права	4,881	-40,515	0,983

№011	№10 права	1,081	-7,789	0,988
	№10 ліва	1,418	-11,853	0,980
№012	№10 ліва	1,317	-8,562	0,982
	№10 права	1,356	-8,974	0,992
	№11 ліва	3,223	-26,176	0,952

Таблиця 4.5

**Коефіцієнти рівнянь функцій апроксимації  $y = px + q$  та коефіцієнти кореляції  $R^2$  для напруження 110 МПа (зразок із заклепками)**

Зразок	Тріщина	$p \times 10^{-5}$	$q$	$R^2$
№013	№10 права	2,734	-8,109	0,990
	№10 ліва	3,546	-11,765	0,980
	№11 права	15,260	-58,131	0,985
№014	№10 права	2,474	-7,534	0,986
	№10 ліва	4,142	-14,620	0,956
	№11 ліва	209,566	-811,954	0,979
	№11 права	25,948	-102,965	0,992
№015	№14 ліва	2,145	-6,822	0,994
	№10 ліва	2,228	-8,157	0,989
	№14 права	9,006	-37,669	0,991
	№13 ліва	19,757	-84,965	0,990

Для випадку MSD заклепкових з'єднань фактична довжина втомної тріщини обмежується довжиною перемички між сусідніми отворами під заклепку. Тому, спостерігаючи розвиток таких тріщин, ми можемо використовувати апроксимацію експоненційною функцією з високим рівнем достовірності. Однак для опису довгих тріщин (які можна бачити безпосередньо перед руйнуванням зразка) ця залежність мало придатна, оскільки такі стани відносяться до третьої зони кінетичної діаграми з великою

швидкістю росту дефекту. В ослабленому пошкодженнями перерізі зразка  $K$  починає прямувати до  $K_{fc}$  і приріст довжини тріщини відбувається через мале число циклів. Крива майже вертикально прямує вгору до руйнування зразка. Дещо подібне можна сказати і про дуже короткі тріщини ( $a < 1$  мм), розвиток яких відноситься до першої зони діаграми. Тріщина росте повільно оскільки  $K$  не набагато перевищує  $K_{th}$  і крива дуже полого відходить від горизонтальної осі графіка. Тому означені дані під час апроксимації не враховувались.

#### 4.2 Циклічне напруження до виникнення втомних тріщин

В даній роботі для опису напруження до виникнення початкових втомних тріщин використовувалися експериментальні дані по кількості циклів навантаження  $N_0$  до появи тріщини заданої довжини. Масив експериментальних даних було статистично оброблено та побудовано функції розподілу  $N_0$  для трьох рівнів навантаження у випадку довжин тріщин 1,0, 1,5 та 2,0 мм (рис. 4.5-4.10).

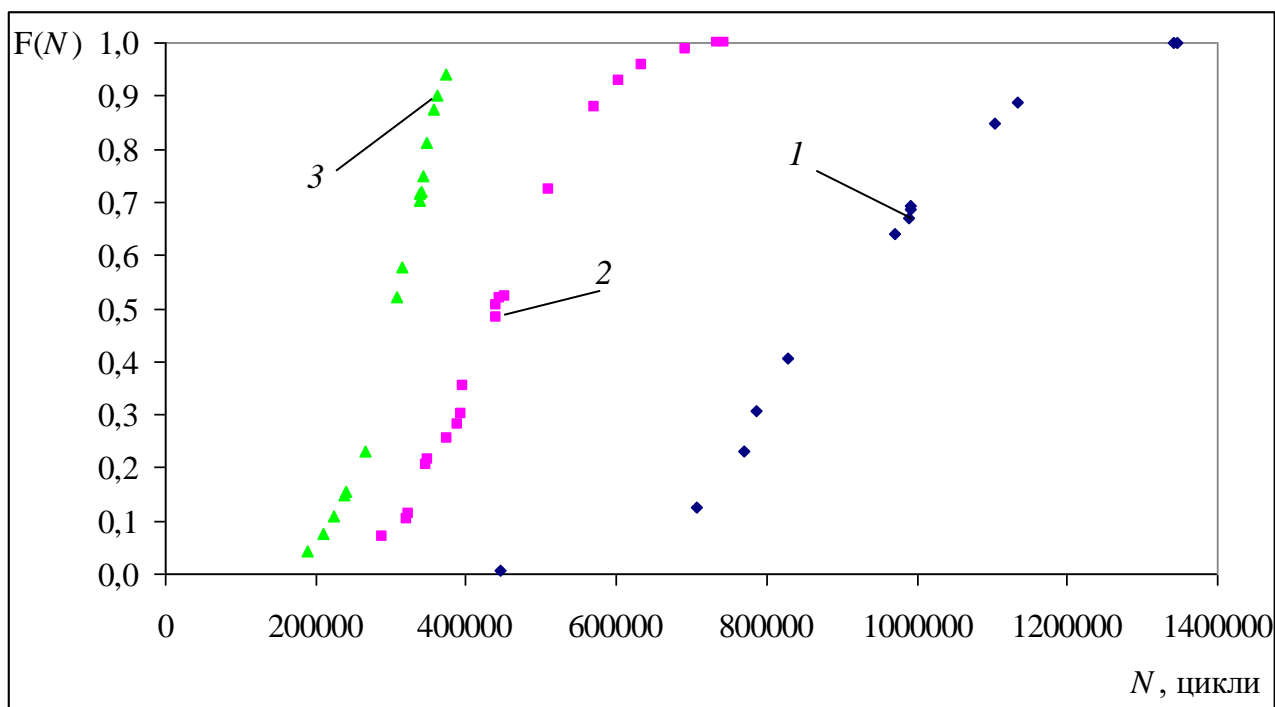


Рис. 4.5. Функції розподілу числа циклів до появи тріщини довжиною 1,0 мм при напруженні: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

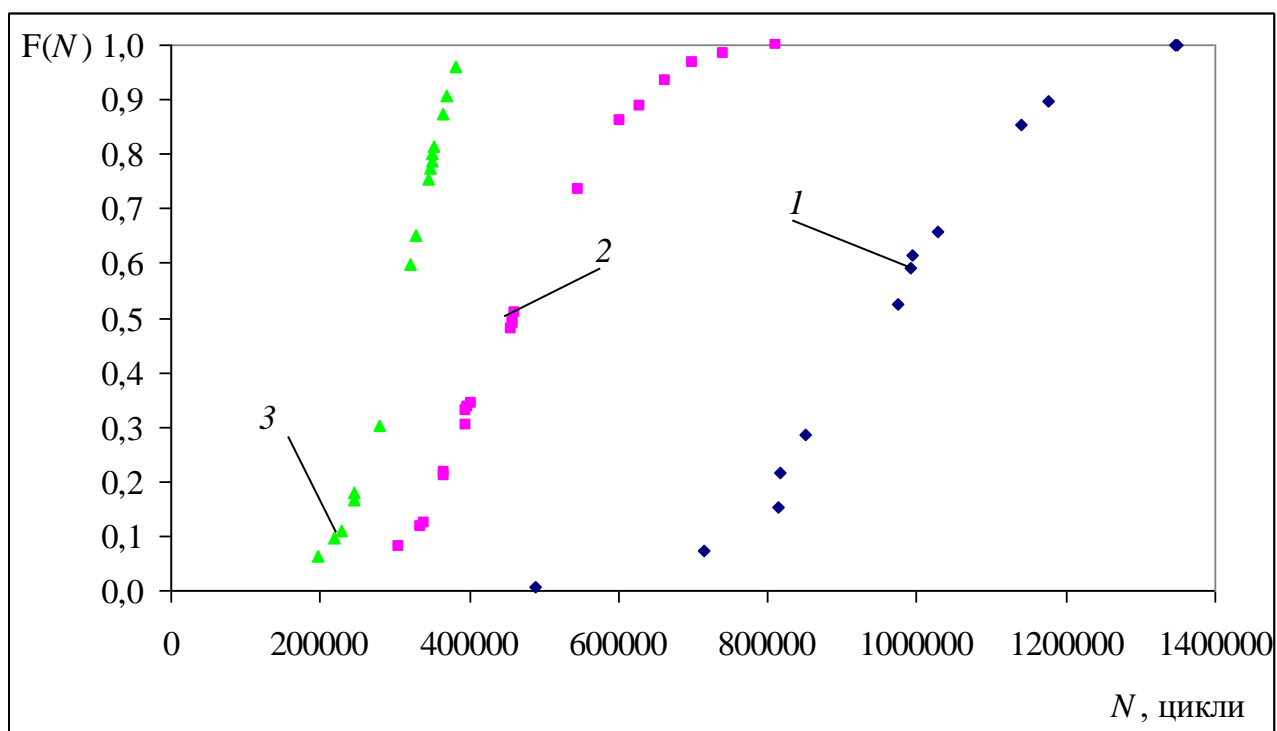


Рис. 4.6. Функції розподілу числа циклів до появи тріщини довжиною 1,5 мм при напруженні: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

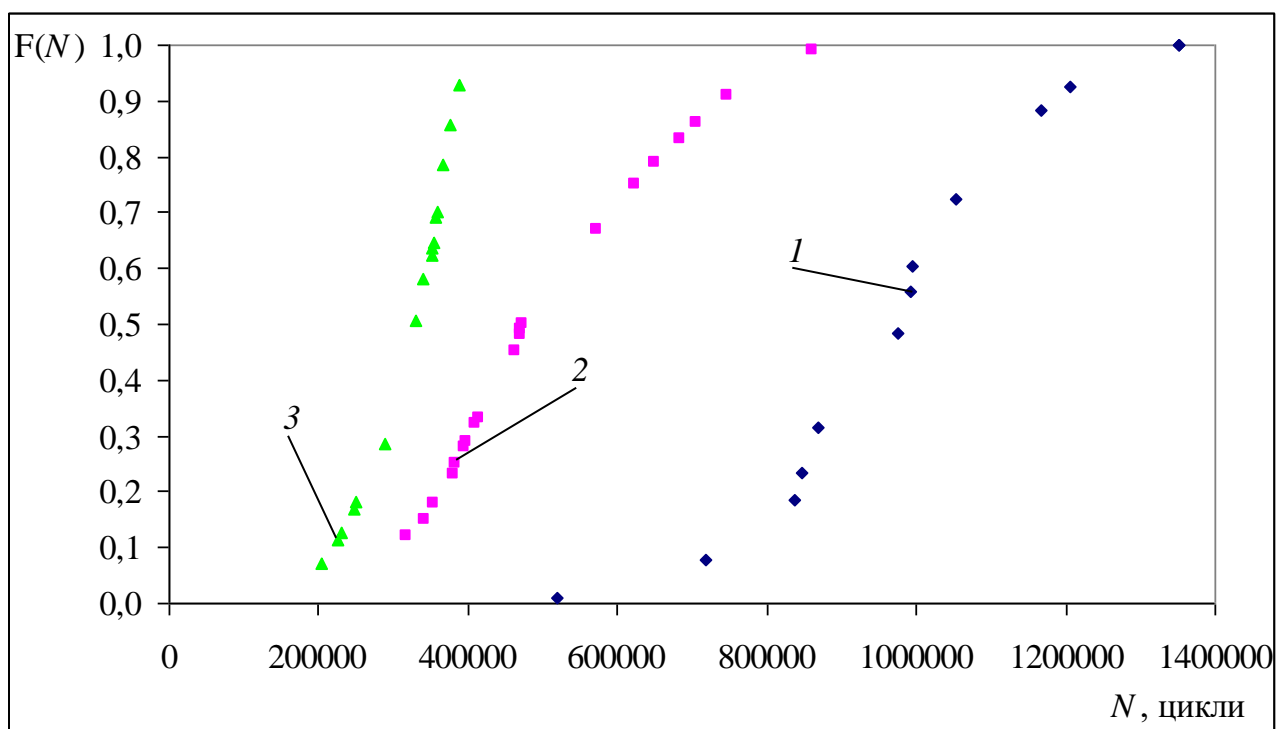


Рис. 4.7. Функції розподілу числа циклів до появи тріщини довжиною 2,0 мм при напруженні: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

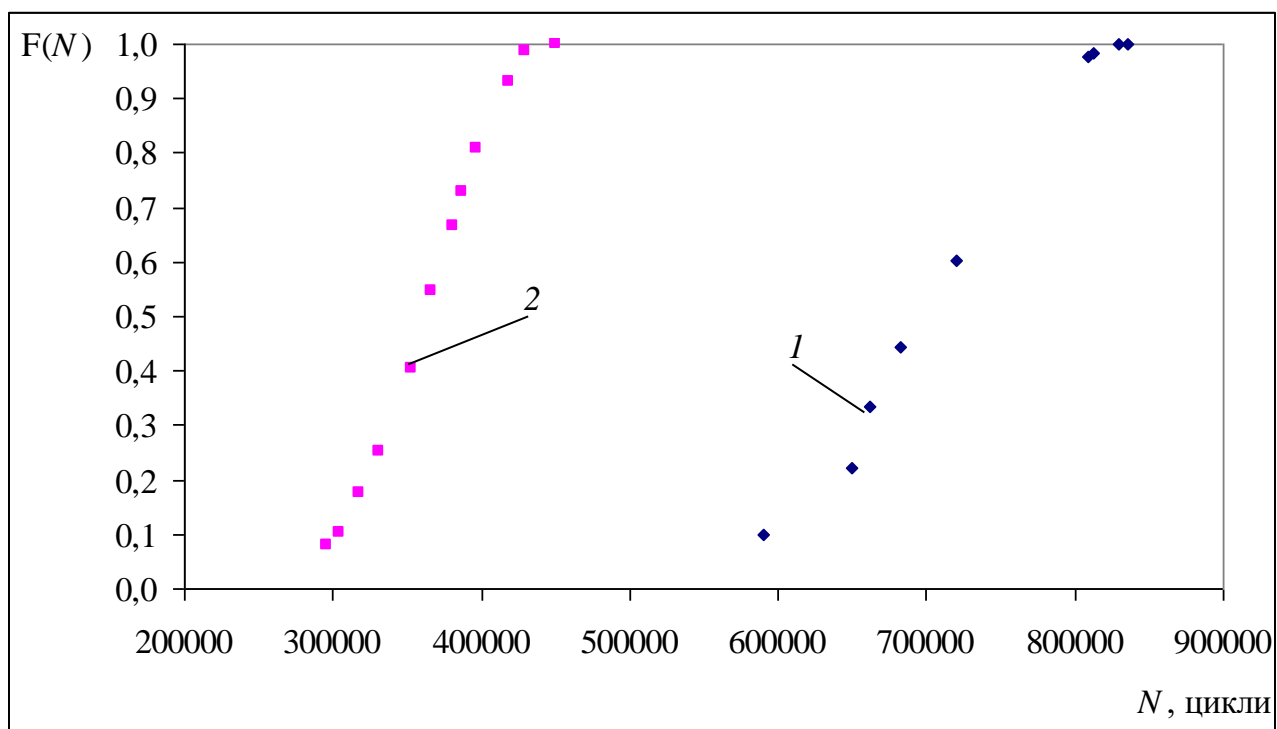


Рис. 4.8. Функції розподілу числа циклів до появи тріщини довжиною 1,0 мм (зразки із заклепками) при напруженні: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

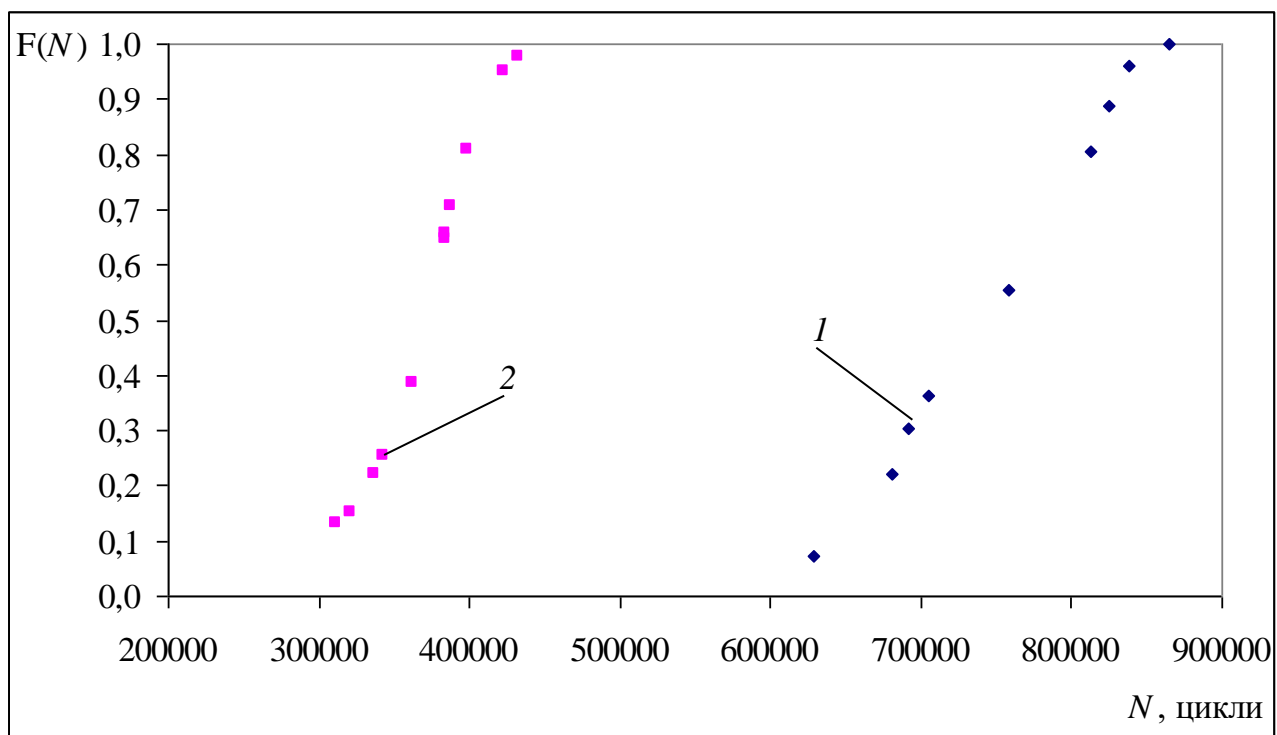


Рис. 4.9. Функції розподілу числа циклів до появи тріщини довжиною 1,5 мм (зразки із заклепками) при напруженні: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

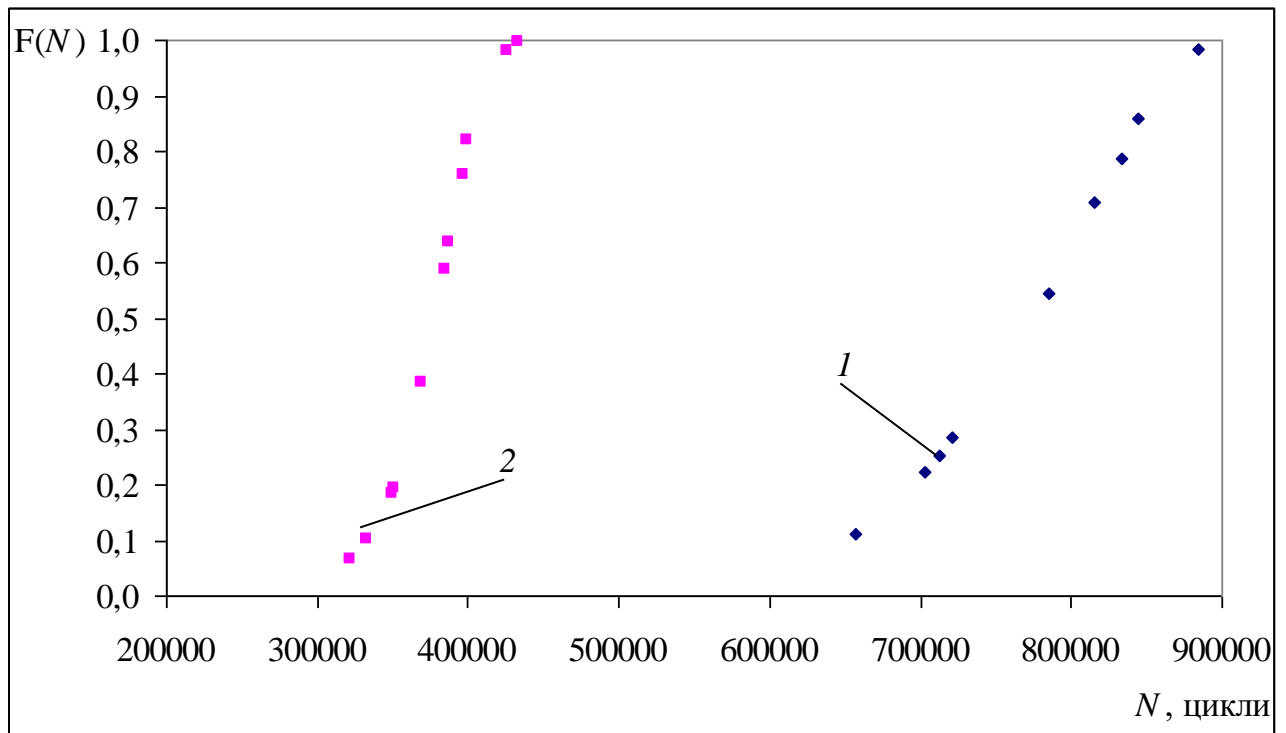


Рис. 4.10. Функції розподілу числа циклів до появи тріщини довжиною 2,0 мм (зразки із заклепками) при напруженні: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

Для апроксимації отриманої експериментальної функції розподілу величини  $N_0$  було застосовано двопараметричний розподіл Вейбула. Для підтвердження справедливості такого вибору масив експериментальних даних було апроксимовано лінійними функціями у подвійних логарифмічних координатах. Дійсно, якщо перетворити та прологарифмувати (1.1), отримаємо:

$$\ln[1 - F(N)] = \ln e^{-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha}. \quad (4.3)$$

Якщо (4.3) спростити та повторно прологарифмувати, матимемо:

$$\ln \ln \left[ \frac{1}{1 - F(N)} \right] = \alpha \ln N - \alpha \ln \beta. \quad (4.4)$$

Очевидно, що у подвійних логарифмічних координатах рівняння (4.4) являє собою пряму. Тому для всіх експериментальних даних було проведено відповідні розрахунки та побудовано графіки апроксимацій (рис. 4.11-4.16).



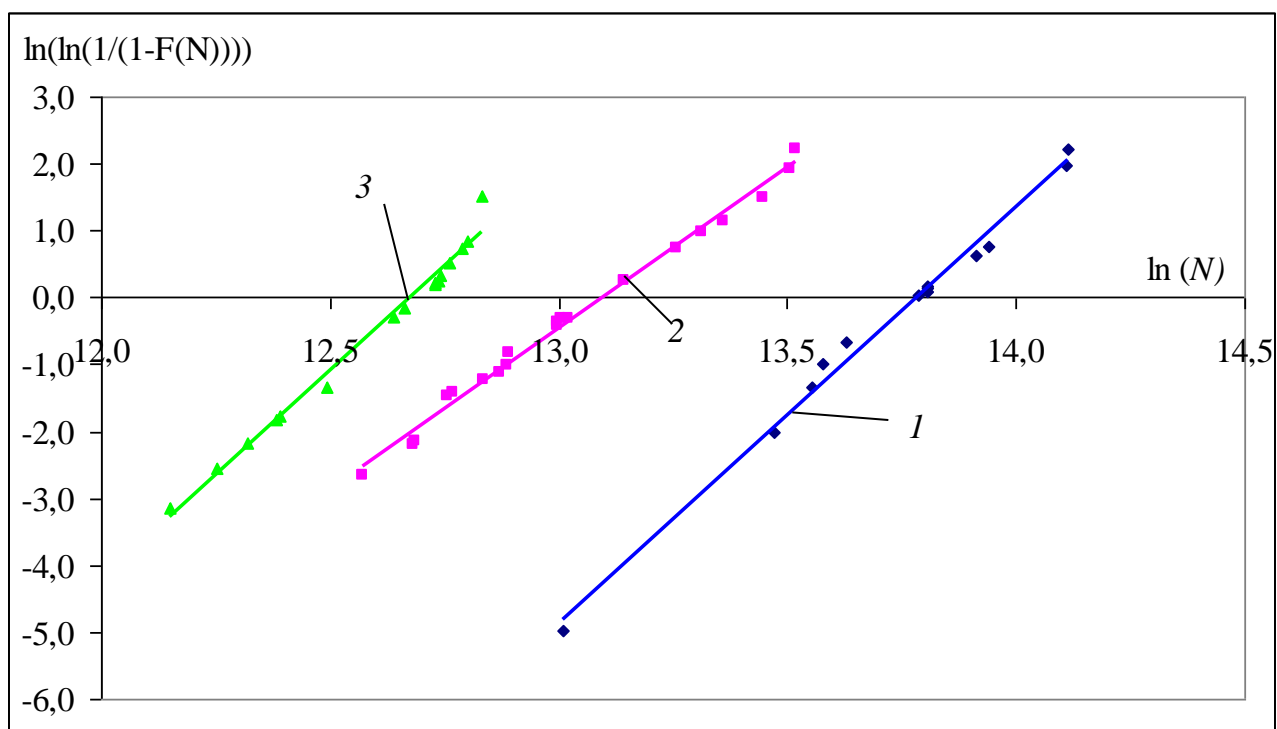


Рис. 4.11. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,0 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

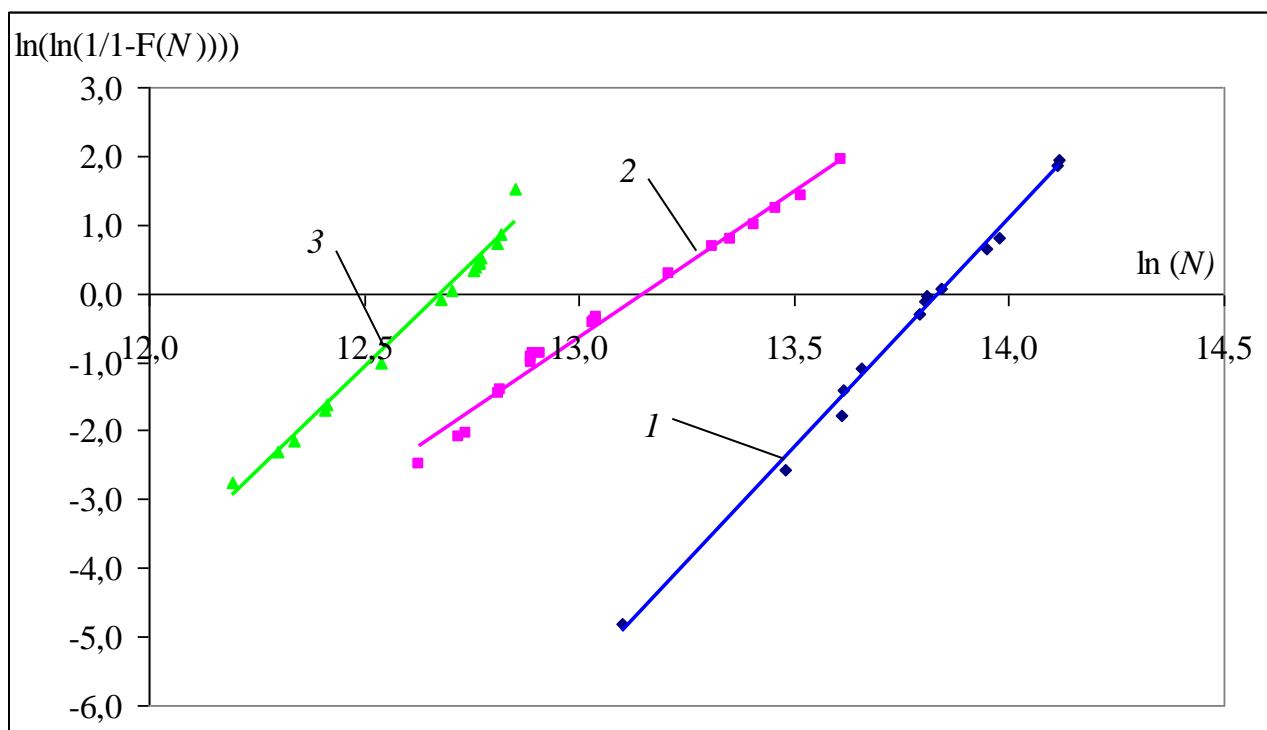


Рис. 4.12. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,5 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

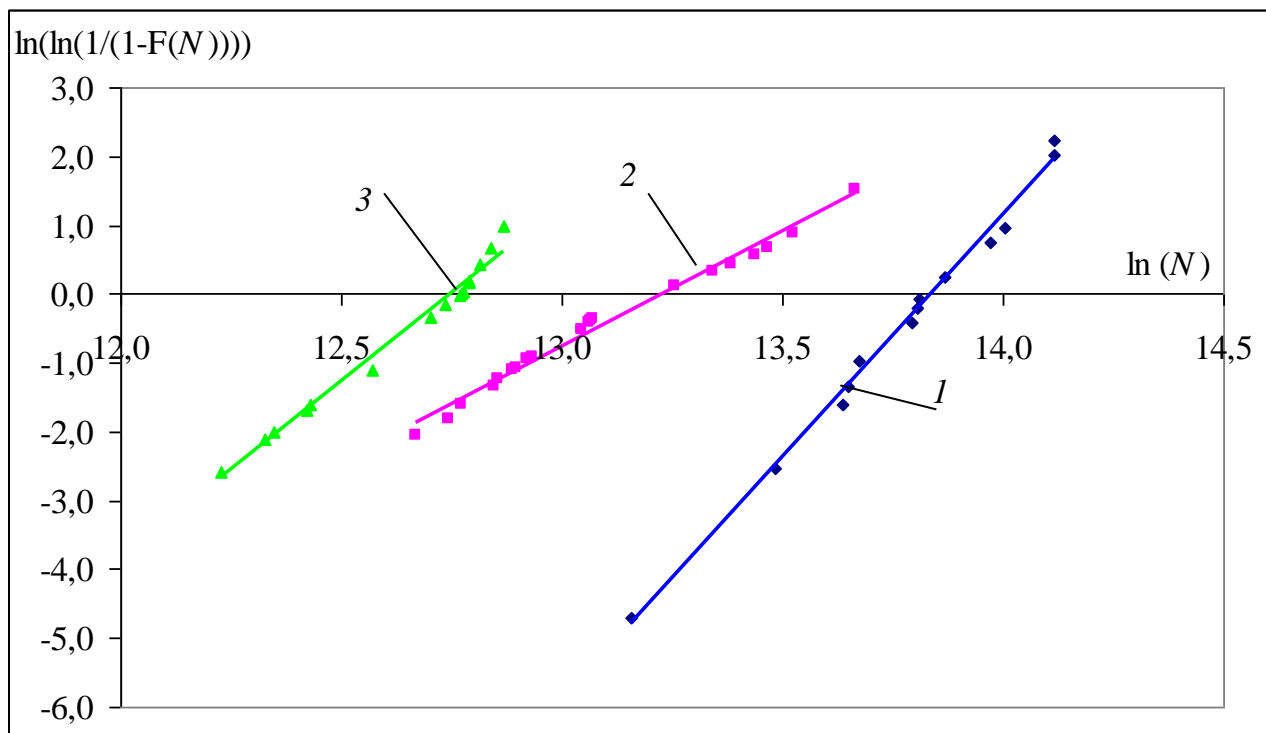


Рис. 4.13. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 2,0 мм: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

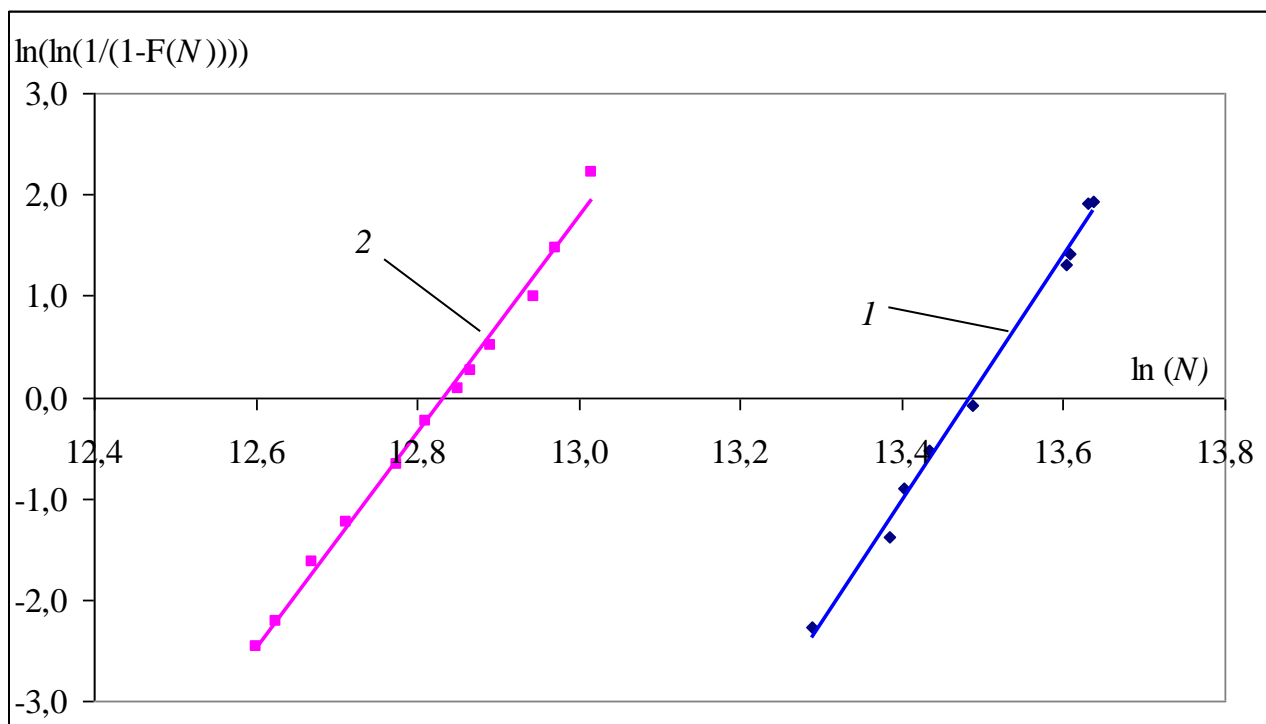


Рис. 4.14. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,0 мм (заклепка): 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

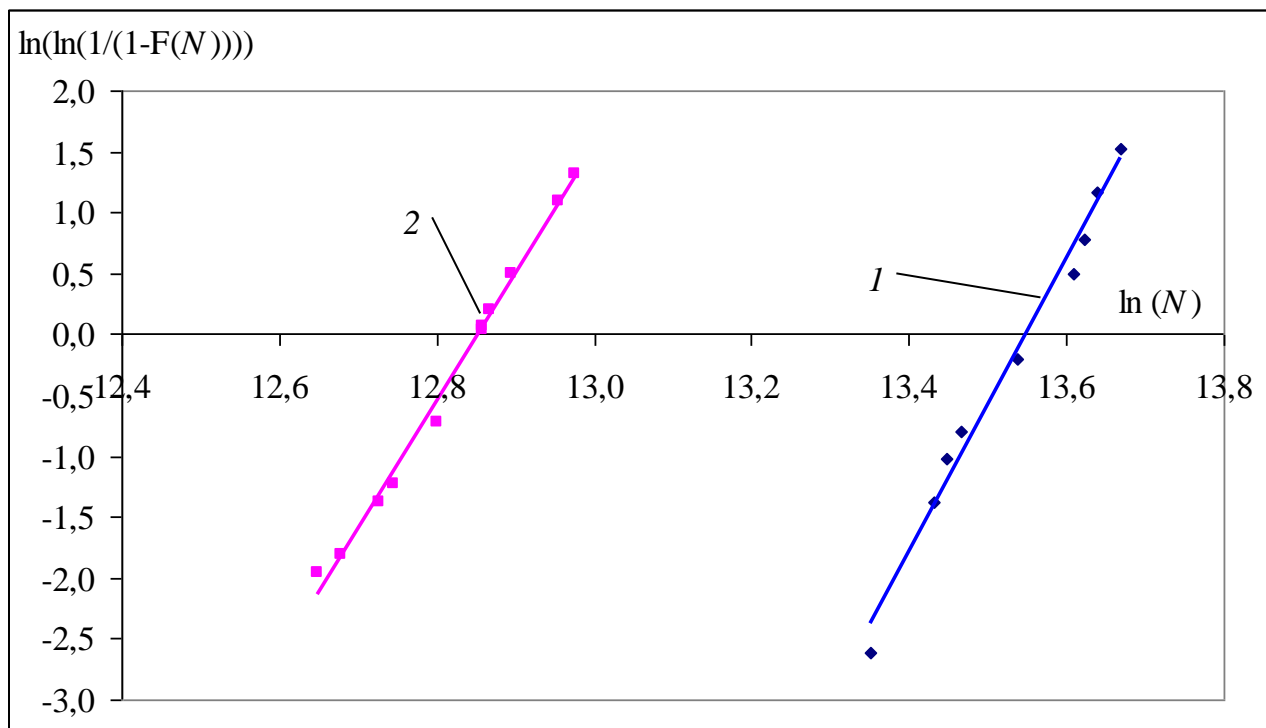


Рис. 4.15. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 1,5 мм (заклепка): 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

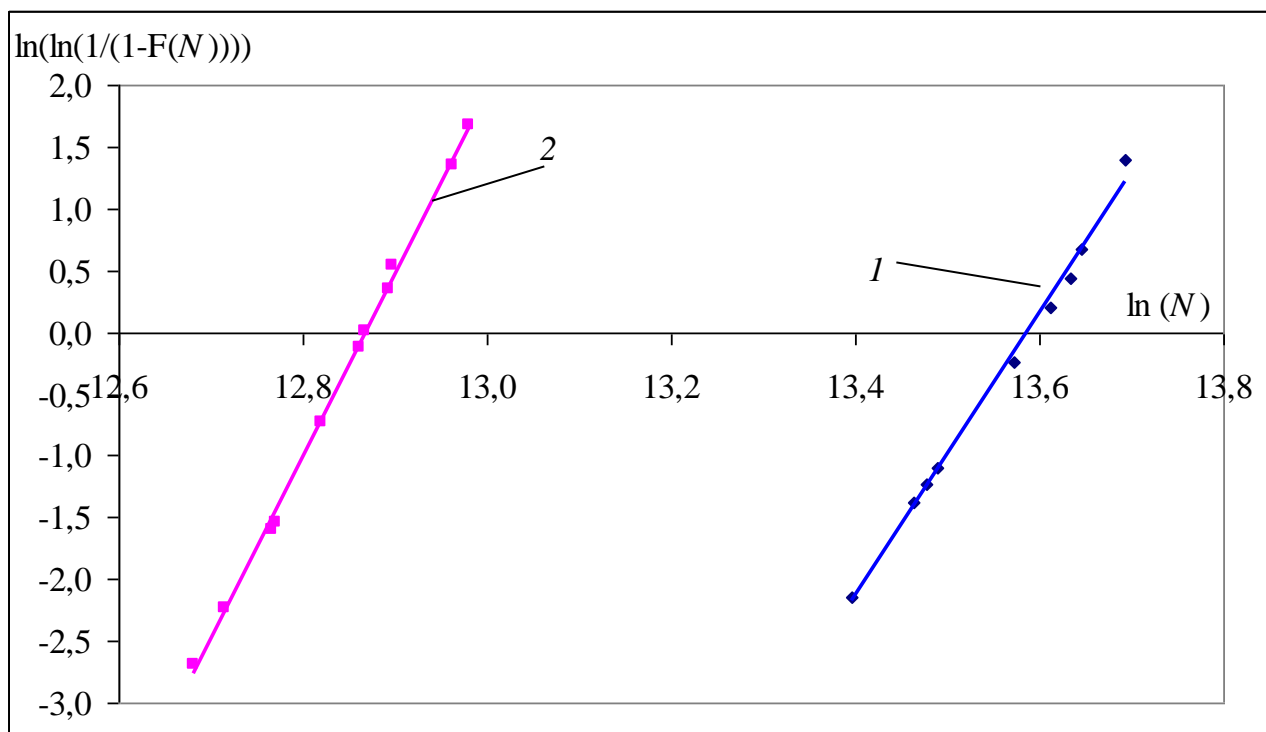


Рис. 4.16. Апроксимація лінійною функцією у логарифмічних координатах функції розподілу Вейбула для тріщини 2,0 мм (заклепка): 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

Високий ступінь кореляції експериментальних точок з прямими засвідчив адекватність застосування розподілу Вейбула до отриманих даних. На основі коефіцієнтів в рівняннях лінійних функцій апроксимації були розраховані відповідні коефіцієнти  $\alpha$  і  $\beta$  цього розподілу. Також по експериментальним даним були розраховані математичні очікування та стандартні відхилення величини  $N_0$ . Всі числові параметри отримані в результаті статистичної обробки зазначених даних наведені в табл. 4.6.

Таблиця 4.6

**Результати статистичної обробки масиву експериментальних даних  $N_0$**

Напруження, МПа	$a_0$ , мм	$M(N_0)$	$\sigma(N_0)$	$R^2$	$\alpha$	$\beta$
80	1,0	954273	251458	0,992	6,228	965678
	1,5	975634	245138	0,995	6,666	1020911
	2,0	990790	241359	0,994	7,042	1021632
90	1,0	473071	142666	0,992	4,807	487153
	1,5	492348	149729	0,986	4,272	515532
	2,0	506026	155436	0,987	3,349	557608
90 заклепка	1,0	732456	86329	0,993	12,083	718007
	1,5	756116	82865	0,985	12,026	766030
	2,0	772903	77376	0,994	11,391	795752
110	1,0	299426	61143	0,984	6,221	319585
	1,5	307825	61404	0,986	6,064	321683
	2,0	313784	61718	0,984	5,143	343453
110 заклепка	1,0	362140	45320	0,994	10,621	374748
	1,5	371278	39789	0,993	10,475	381744
	2,0	377761	36223	0,998	14,808	387984

Отримані розрахункові дані показують, що зі збільшенням початкової довжини тріщини росте математичне очікування необхідного напруження, а відповідно до цього і параметр  $\beta$  розподілу Вейбула. Це є закономірним, оскільки даний параметр пов'язаний із значенням закладеного проектного ресурсу. По мірі збільшення напружень обидва цих параметри зменшуються, що також відповідає загальним закономірностям розвитку втомних пошкоджень. Дисперсія при збільшенні рівня напружень теж зменшується,

оскільки вона пов'язана з математичним очікуванням. Коефіцієнт  $\alpha$  розподілу Вейбула приймає значення переважно 4-6 для зразків з отворами і 10-12 для зразків із заклепками. Відповідно до [3] менші значення коефіцієнта усереднено застосовуються для літака в цілому, а більші відповідають конкретним ділянкам конструкції або деталям (табл. 1.2). Отже зразок із заклепками ілюструє специфічну деталь з особливими умовами навантаження, а зразок з отворами показує більш загальний випадок роботи конструкції. При цьому із збільшенням початкової довжини тріщини даний коефіцієнт зменшується, що свідчить про збільшення масштабного рівня пошкодженого елемента. Те саме спостерігається зі збільшенням напружень.

### 4.3 Імовірнісний розподіл довжини втомних тріщин

Неоднорідність довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні зумовлена стохастичним характером процесу зародження тріщин. Цілком очевидно, що кожен елемент конструкції (або зразок) має власну унікальну мікроструктуру, яка залежить від технологічних умов його виготовлення та навантажується випадковим спектром навантаження. Тому втомні тріщини зароджуються біля концентраторів напруження у випадкові моменти часу та у загальному випадку ростуть з випадковою швидкістю. З огляду на це зрозуміло, що у певний фіксований момент часу (кількість циклів навантаження) довжини тріщин будуть випадковими величинами з певним законом розподілу.

Визначення такого розподілу було одним з завдань даного розділу для перевірки розробленої моделі. З метою вирішення цієї задачі було використано таблиці 4.1-4.5 з розрахованими раніше значеннями коефіцієнтів  $k$  та  $b$ . Використовуючи дані таблиці 4.6 по кількості циклів до зародження тріщини та прийняту залежність (4.1) для опису росту тріщини були визначені довжини тріщин при певному фіксованому напрацюванні для всіх зразків та рівнів навантаження. По отриманим вибіркам були побудовані функції розподілу та

щільності розподілу довжини тріщин. Ці дані апроксимувались розподілом Парето у вигляді (2.41) і (2.42). При цьому значення початкової довжини тріщини  $a_0$  було обрано 1 мм. Для знаходження коефіцієнта  $k = \gamma - 1$  було виконано перетворення та логарифмування розподілу Парето (2.42):

$$\ln[1 - F(a)] = (\gamma - 1) \cdot \ln\left(\frac{a_0}{a}\right). \quad (4.5)$$

Дана залежність в логарифмічних координатах являє собою пряму лінію. Тому по даним вибірок були розраховані натуральні логарифми відповідних величин і проведена апроксимація (рис. 4.17-4.18). В даних залежностях коефіцієнт біля невідомої в рівнянні апроксимуючої функції дозволяв визначити коефіцієнт  $k$  для розподілу Парето, а наявність вільного члена вказувала на неточність апроксимації. Дана похибка не перевищувала 5% і детальніше розглянута в наступному пункті. В таблиці 4.7 наведено всі розраховані значення коефіцієнту  $k$  та відповідні їм коефіцієнти кореляції.

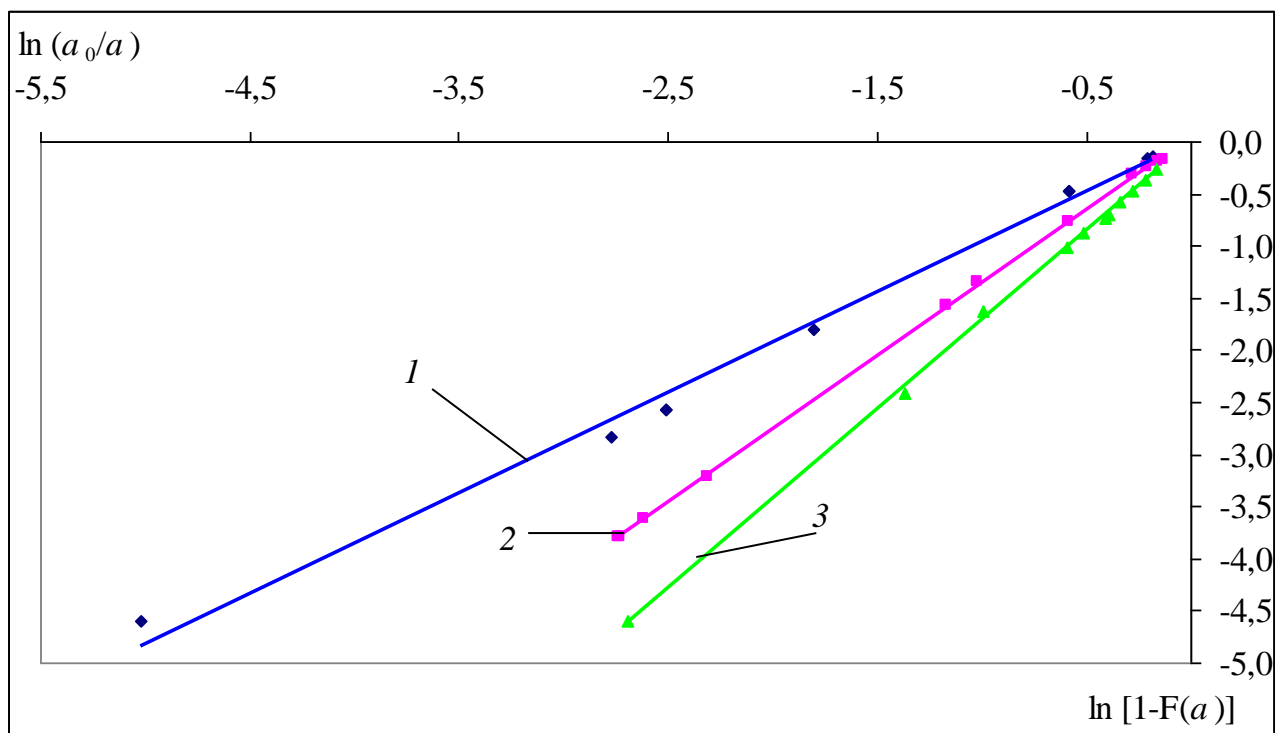


Рис. 4.17. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу довжини тріщин при напруженнях: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

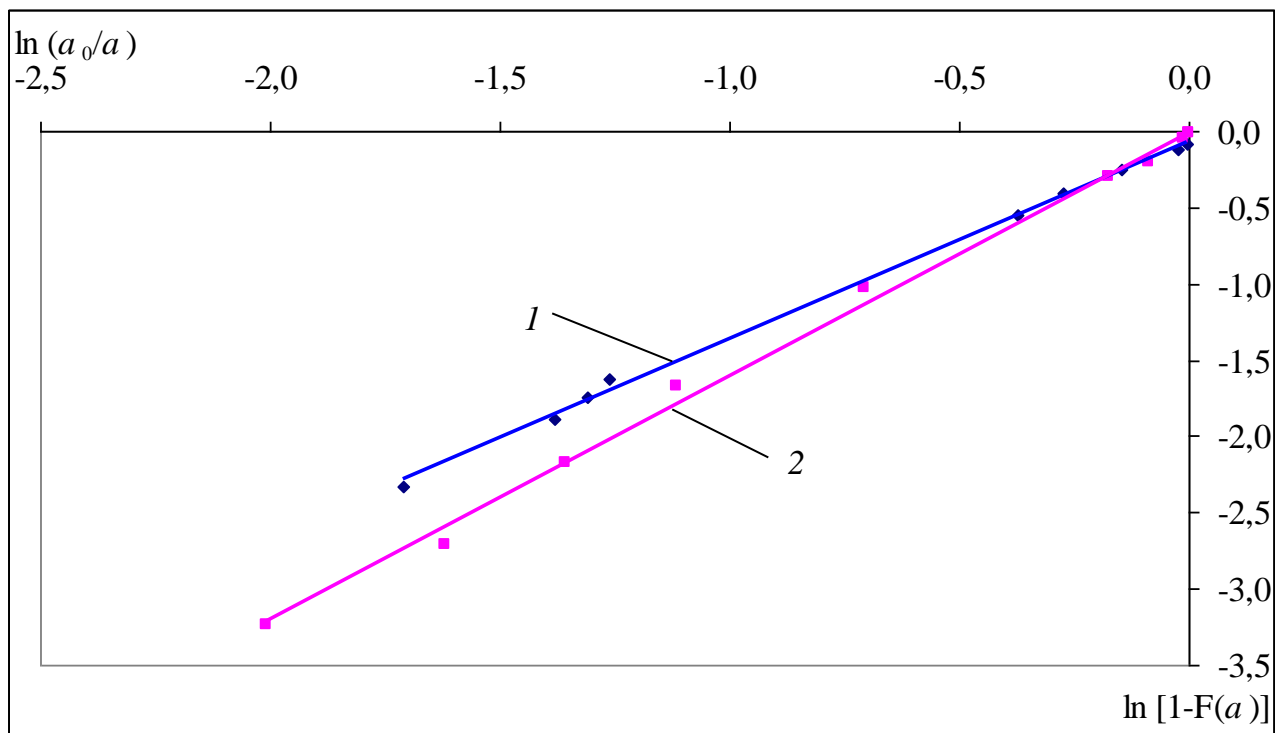


Рис. 4.18. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу довжини тріщин в зразках із заклепками при напруженнях: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

Таблиця 4.7

#### Результати розрахунку коефіцієнту $k$ розподілу Парето

$\sigma_{\max}$ , МПа	$k$	Коефіцієнт кореляції, $R^2$
80	0,9624	0,9923
90	1,4029	0,9998
110	1,7131	0,9993
90 (заклепка)	1,2978	0,9983
110 (заклепка)	1,6002	0,9969

Отримані експериментальні дані добре описуються даним розподілом. Це дозволяє зробити висновок про справедливість припущень, зроблених при побудові імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань. Використовуючи розраховані коефіцієнти розподілу Парето були побудовані розподіли довжин тріщин для всіх рівнів напружень. Результати представлені на рис. 4.19-4.22.

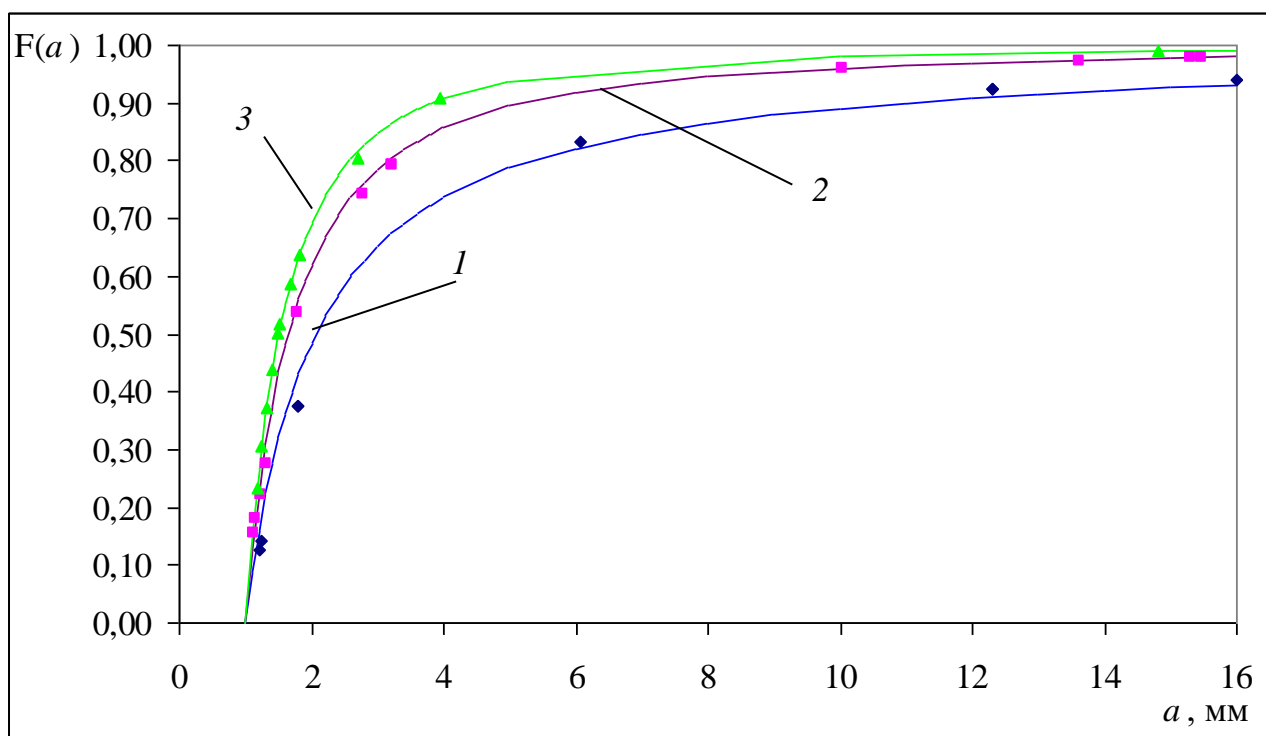


Рис. 4.19. Експериментальна функція розподілу довжини тріщин (точки) і розподіл Парето (лінії) для напружень: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

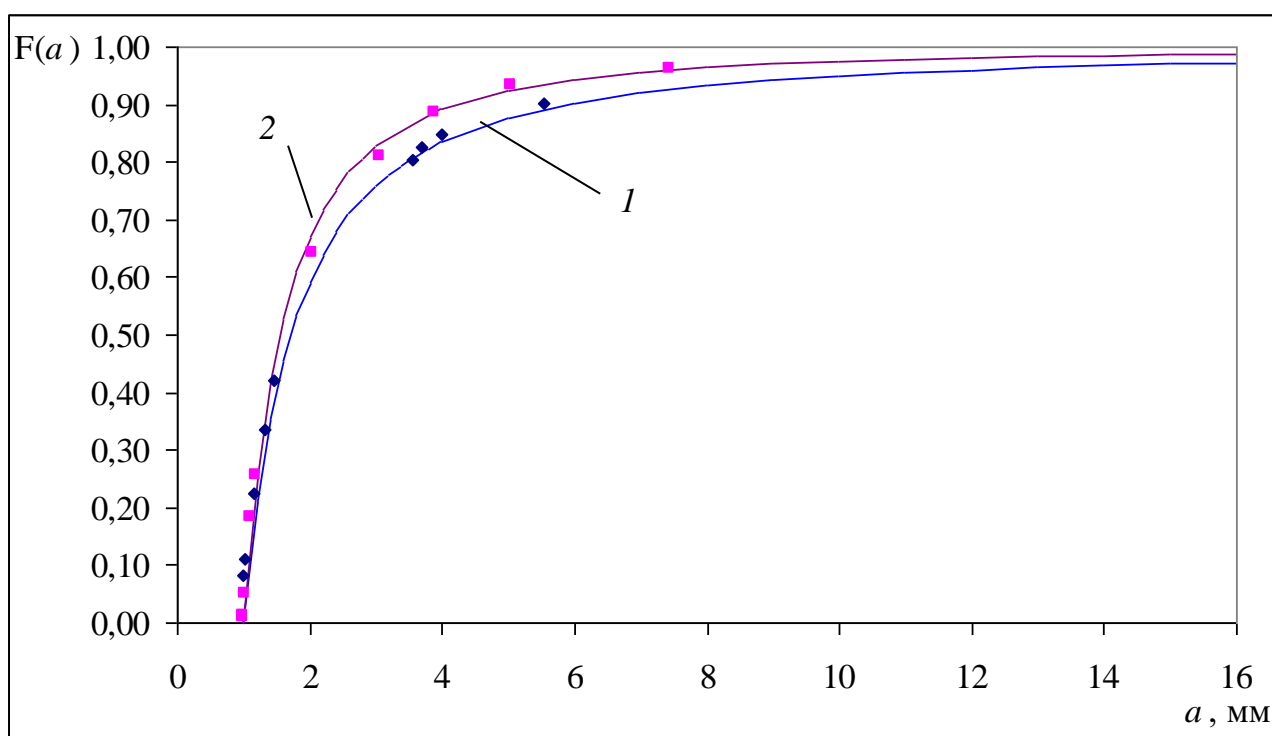


Рис. 4.20. Експериментальна функція розподілу довжини тріщин (точки) і розподіл Парето (лінії) в зразках із заклепками для напружень: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.



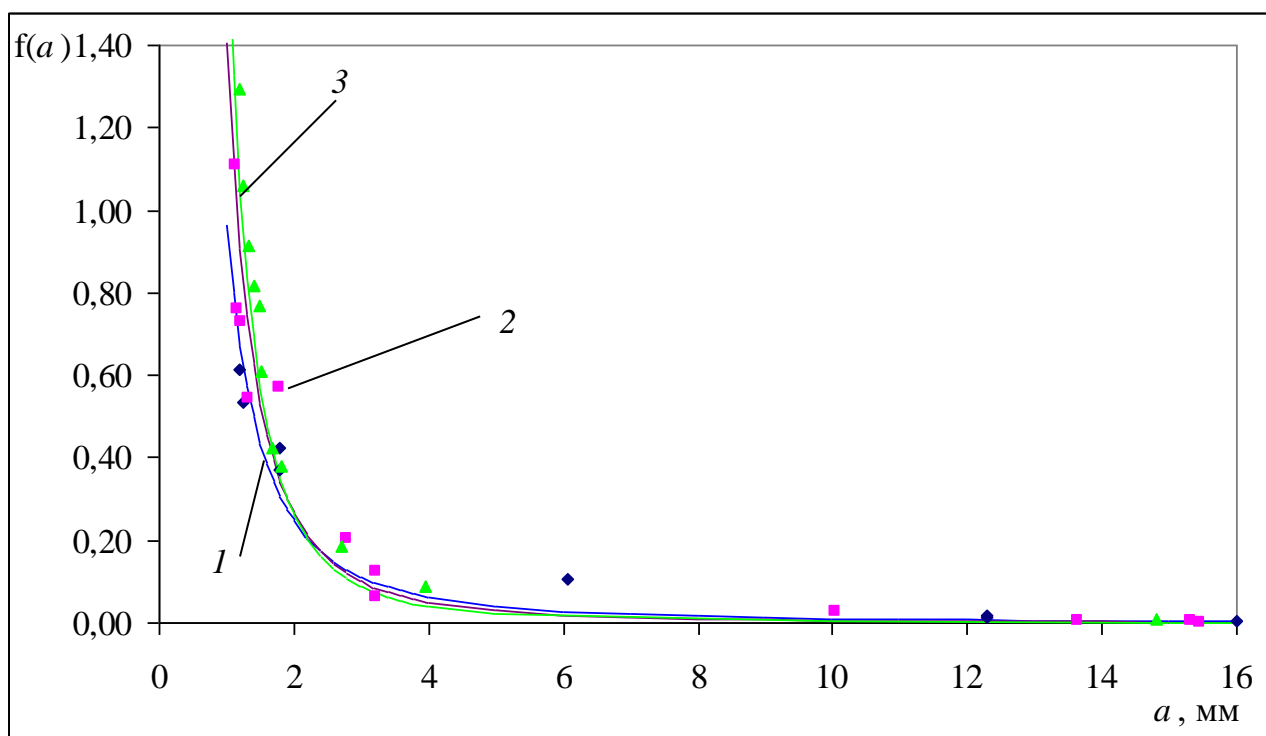


Рис. 4.21. Експериментальна функція щільності розподілу довжини тріщин (точки) і розподіл Парето (лінії) для напружень: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

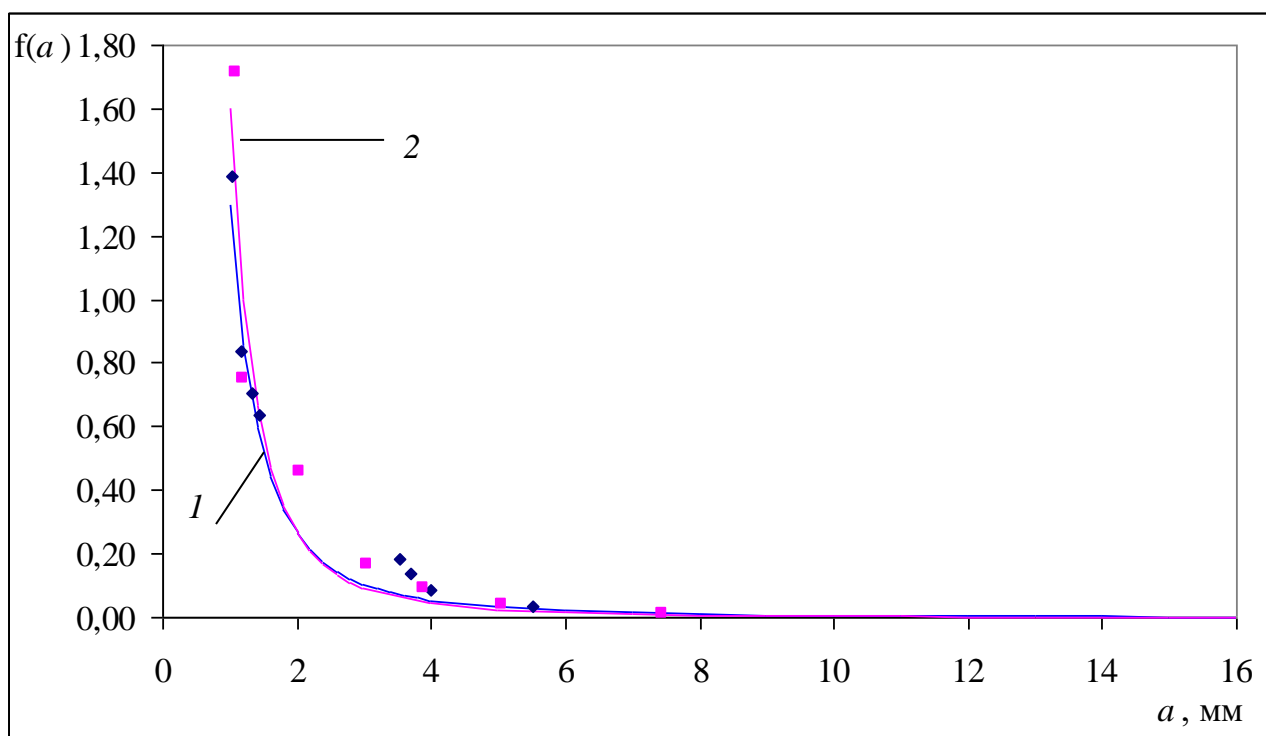


Рис. 4.22. Експериментальна функція щільності розподілу довжини тріщин (точки) і розподіл Парето (лінії) в зразках із заклепками для напружень: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

#### 4.4 Вплив циклічного напруження на розподіл довжини втомних тріщин

Оскільки в прийнятому для опису стохастичності довжини тріщин розподілі Парето наявний лише один змінний параметр – показник ступеня  $k$ , очевидно що будь яка зміна зовнішніх умов або стану зразка буде відобразитись у зміні цього коефіцієнта. Отже зміна розподілу довжини тріщин з напруженням також матиме місце у вигляді зміни  $k$ . Це дозволяє говорити про залежність даного коефіцієнту не лише від діючих напружень, але і від напруження. Для знаходження цієї залежності було використано дані пункту 4.1. На основі знайдених експоненційних залежностей визначались довжини тріщин при різних значеннях числа циклів напруження та будувались відповідні їм функції розподілу (рис. 4.23-4.24). Отримані графіки однозначно свідчать про зміну  $k$  залежно від напруження, при цьому очевидно що він зменшується.

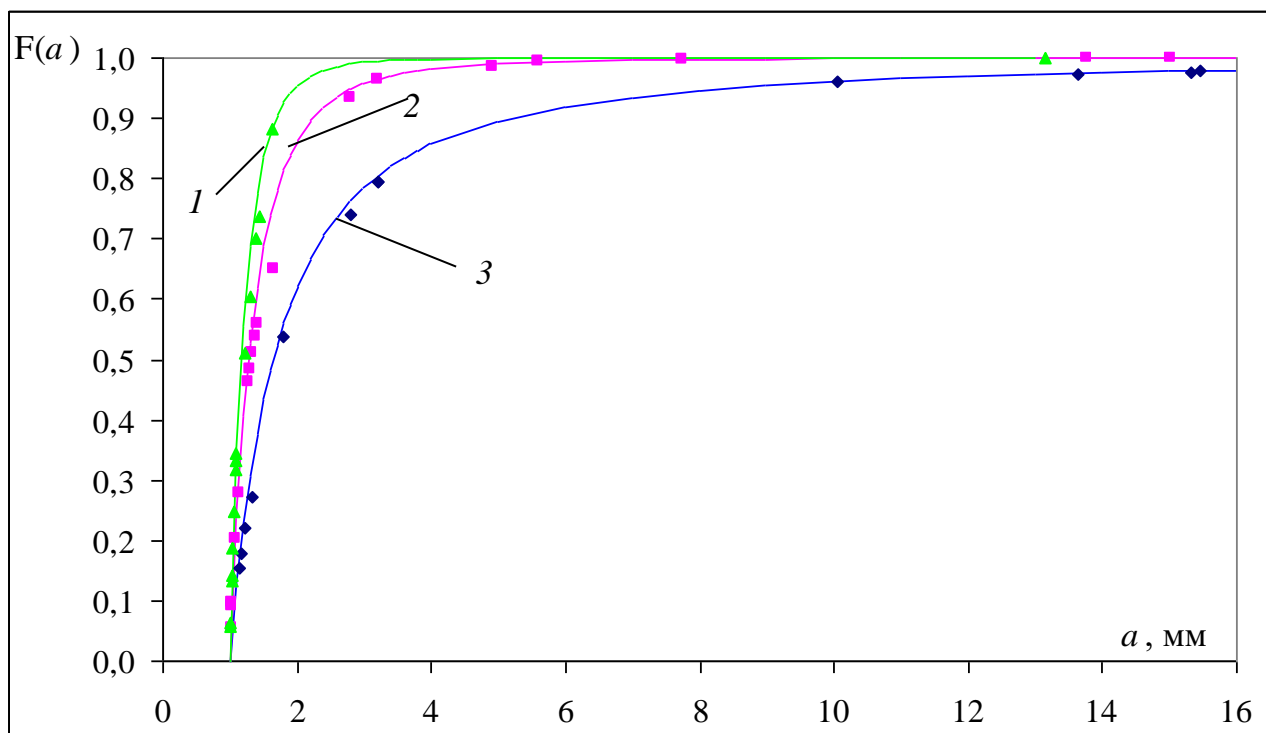


Рис. 4.23. Експериментальна функція розподілу довжини тріщин для напруження 90 МПа при напруженні: 1 – 300000 циклів; 2 – 400000 циклів; 3 – 490000 циклів.

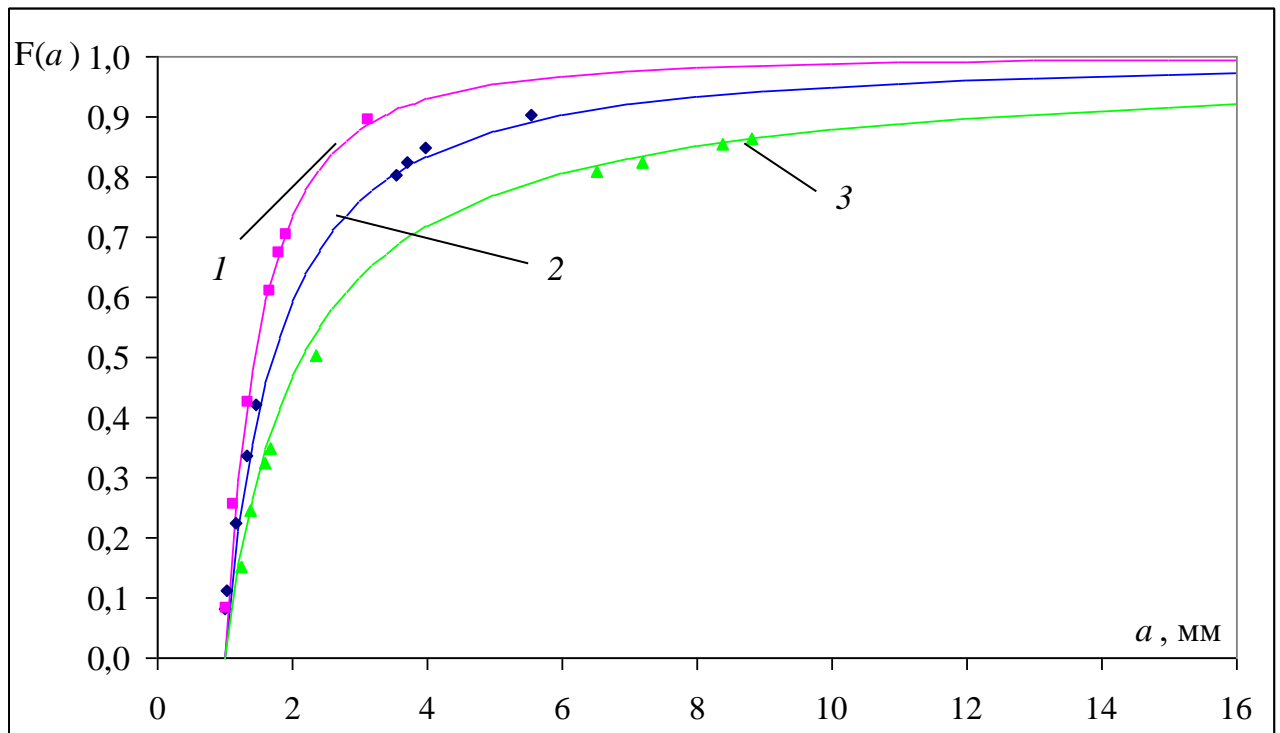


Рис. 4.24. Експериментальна функція розподілу довжини тріщин в зразку із заклепками для напруження 90 МПа при напрацюванні: 1 – 700000 циклів; 2 – 755000 циклів; 3 – 800000 циклів.

Така поведінка добре узгоджується з даними по руйнуванню сталі 20 [83] та зміною коефіцієнта  $b$  в узагальненій функції Гуттенберга-Рихтера перед землетрусом. У розглянутому випадку зменшення коефіцієнту  $k$  означає зменшення залишкової міцності зразку та наближення моменту руйнування.

Значення коефіцієнту  $k$  залежно від напрацювання визначалося уже описаним шляхом – апроксимацією розрахованих даних у логарифмічних координатах лінійною функцією (4.5) (рис. 4.25-4.29). Як було сказано вище, наявність вільного члена в отриманих рівняннях вказувала на неточність апроксимації, а сама його величина дозволяла судити про величину відносної похибки. Дійсно, якщо отримані лінійні залежності потенціювати, то з вільного члена отримаємо  $e^b$ . Якщо в (2.42) покласти  $a = a_0$ , то результат обчислень буде відрізнятись від 0 саме на цю величину. Тому похибку будемо обчислювати по виразу  $(e^b - 1) \cdot 100\%$  для усіх  $b > 0$  та  $(1 - e^b) \cdot 100\%$  для  $b < 0$ . Результати проведених розрахунків подано в табл. 4.8.

Залежність коефіцієнту  $k$  від напрацювання

$\sigma_{\max}$ , МПа	$N$ , цикли	$k$	Коефіцієнт кореляції, $R^2$	Відносна похибка, %
80	700000	4,7098	0,9996	7,78
	800000	3,3262	0,9987	0,95
	970000	0,9624	0,9923	0,20
90	300000	4,4534	0,9979	3,84
	400000	2,8683	0,9977	11,50
	490000	1,4029	0,9998	5,03
110	250000	3,2290	0,9980	4,55
	300000	2,4447	0,9971	2,09
	350000	1,7131	0,9993	0,35
90 заклепка	700000	1,9157	0,9965	0,53
	755000	1,2978	0,9983	6,36
	800000	0,9136	0,9988	4,23
110 заклепка	350000	2,7603	0,9992	0,06
	370000	1,6002	0,9969	0,64
	390000	0,7640	0,9911	2,83

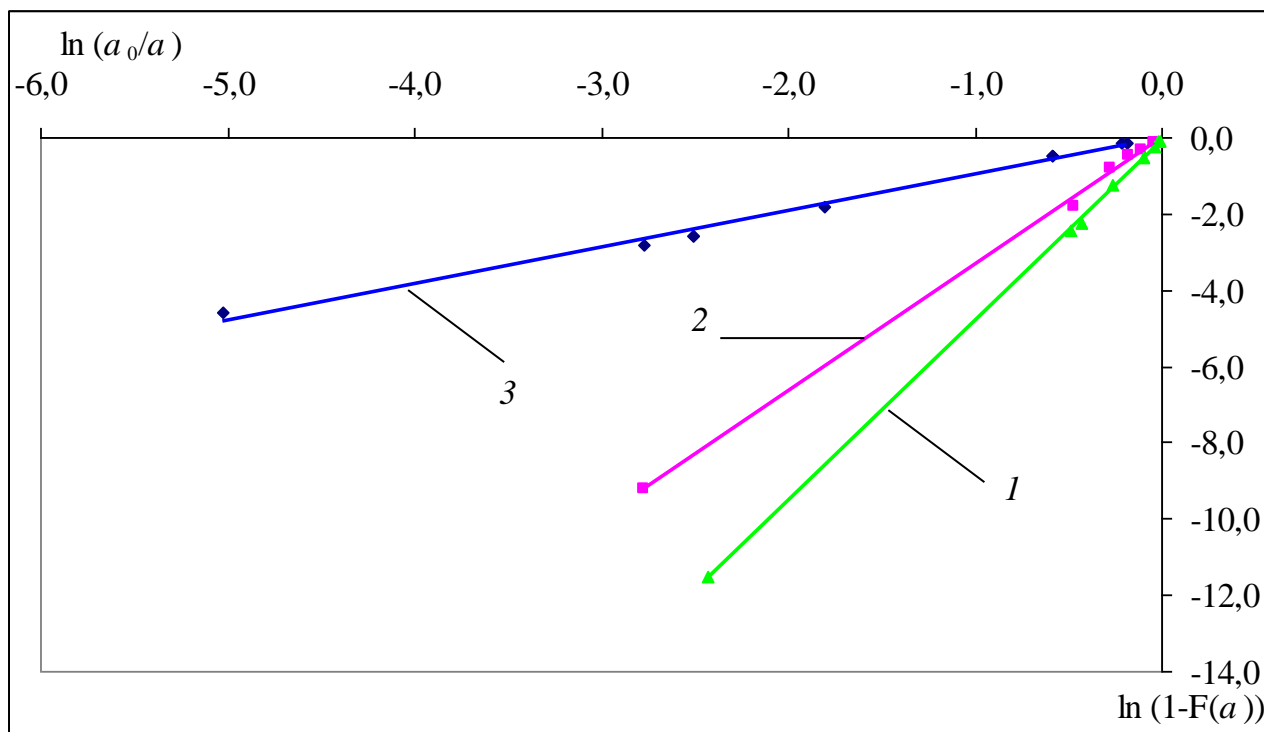


Рис. 4.25. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу при напруженні 80 МПа для напрацювання: 1 – 700000 циклів; 2 – 800000 циклів; 3 – 970000 циклів.

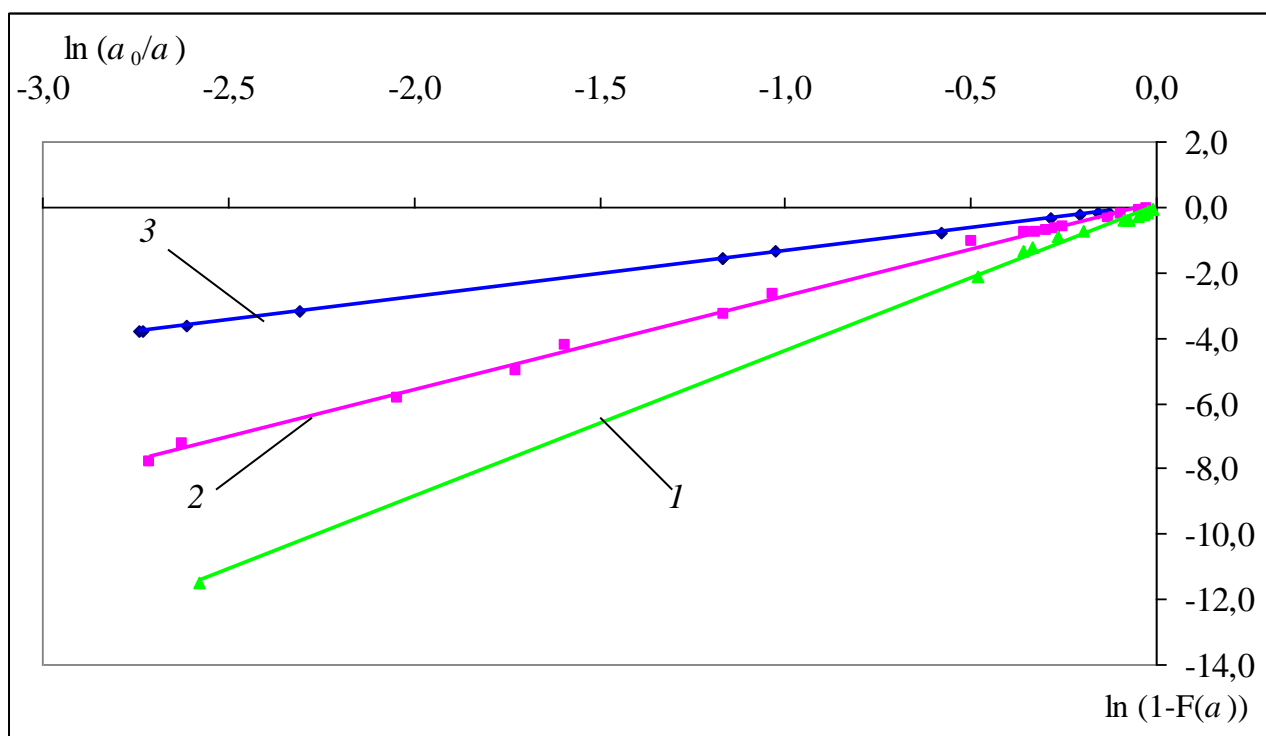


Рис. 4.26. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу при напруженні 90 МПа для напрацювання: 1 – 300000 циклів; 2 – 400000 циклів; 3 – 490000 циклів.

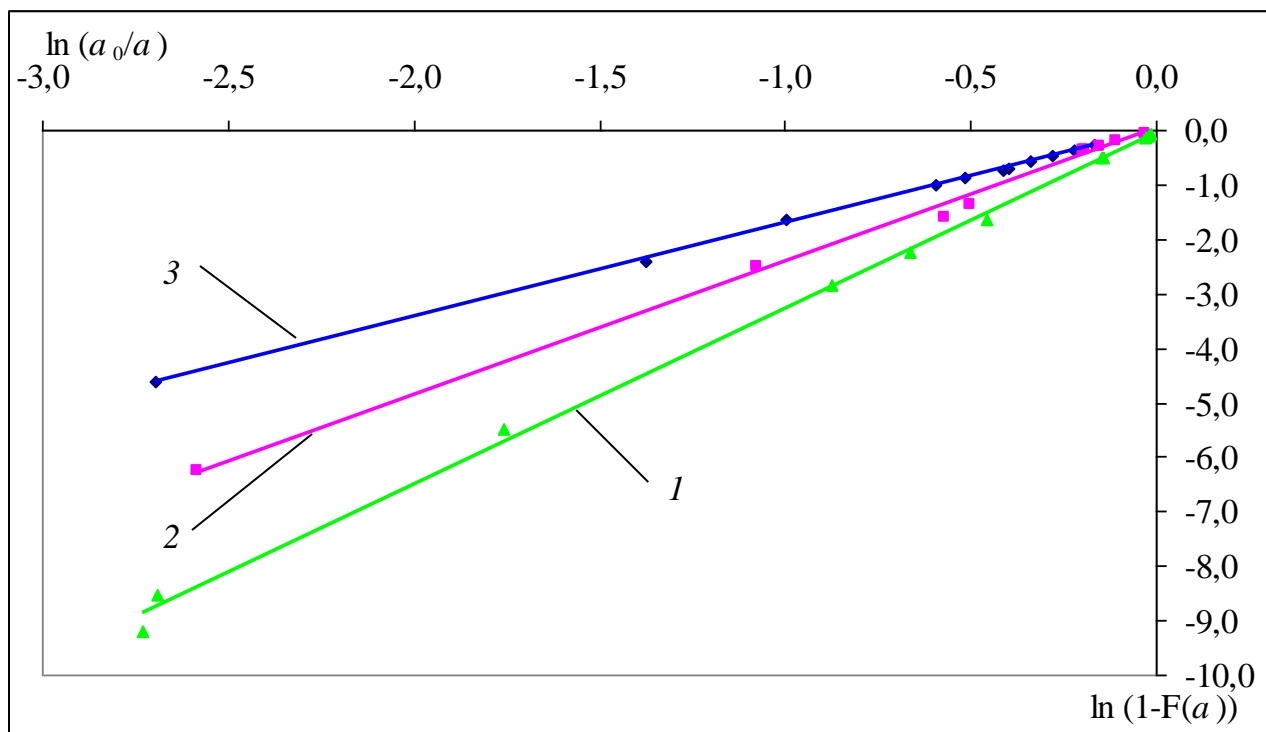


Рис. 4.27. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу при напруженні 110 МПа для напрацювання: 1 – 250000 циклів; 2 – 300000 циклів; 3 – 350000 циклів.

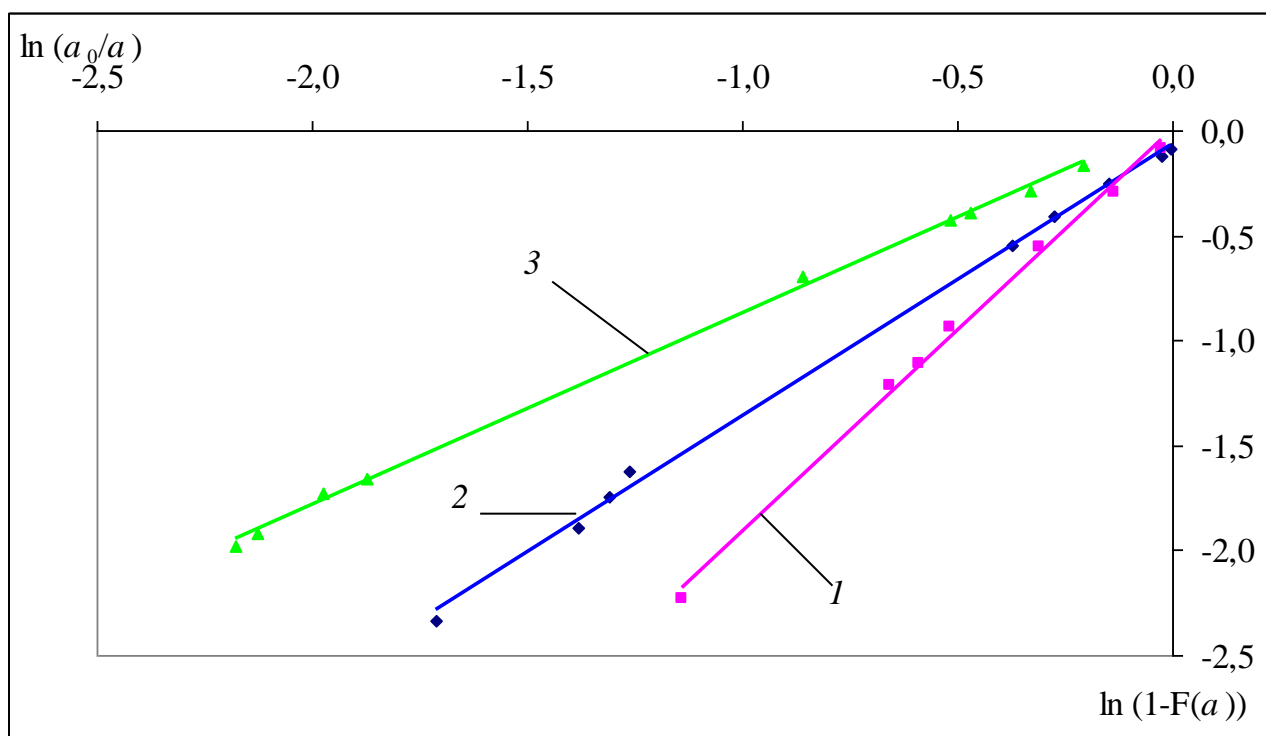


Рис. 4.28. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу в зразку із заклепками при напруженні 90 МПа для напрацювання: 1 – 700000 циклів; 2 – 755000 циклів; 3 – 800000 циклів.

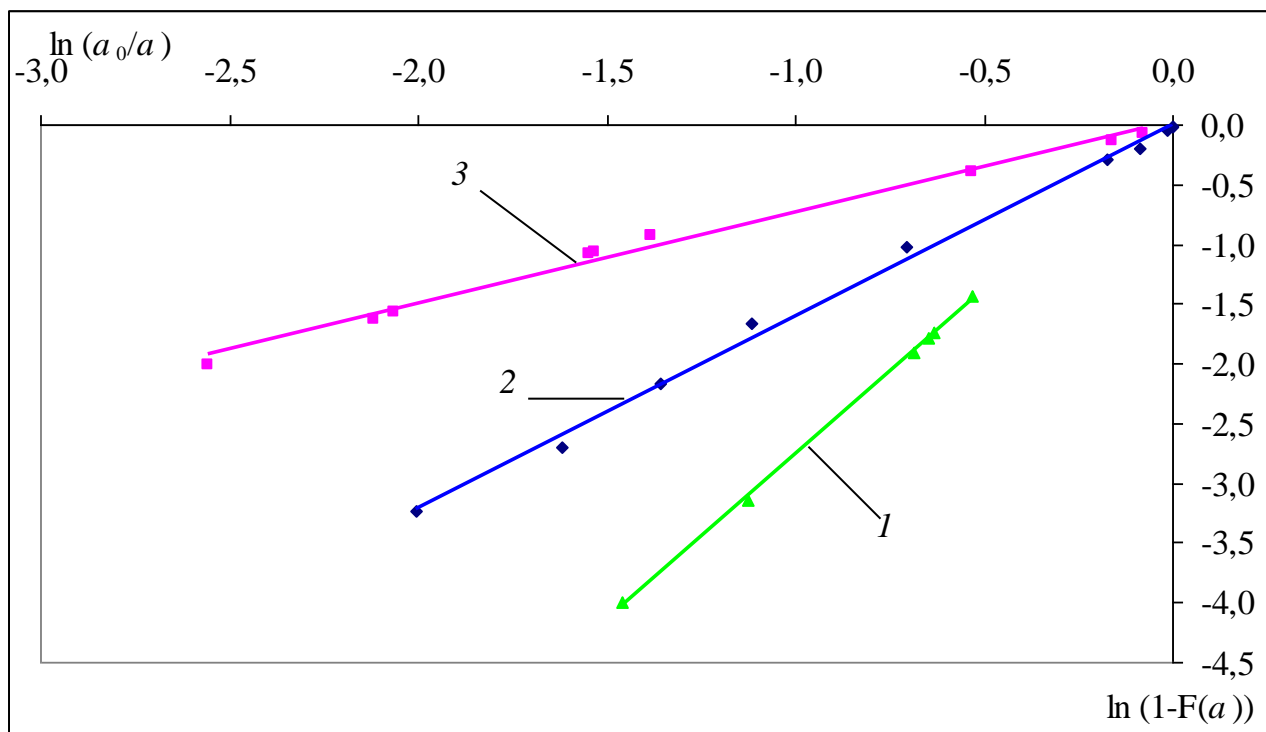


Рис. 4.29. Апроксимація лінійною функцією експериментальної функції розподілу в зразку із заклепками при напруженні 110 МПа для напрацювання: 1 – 350000 циклів; 2 – 370000 циклів; 3 – 390000 циклів.

По отриманим значенням  $k$  визначалась його зміна залежно від числа циклів, яка при дослідженому напрацюванні має лінійний характер (рис. 4.30-4.31). Коефіцієнти апроксимуючих рівнянь  $k(N) = c \cdot N + d$  та коефіцієнти кореляції наведено в табл. 4.9.

Таблиця 4.9

**Апроксимація зміни коефіцієнту  $k$  з напрацюванням**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$c, \times 10^5$	$d$	Коефіцієнт кореляції, $R^2$
80	-1,3882	14,4290	1,0000
90	-1,6051	9,2753	0,9999
110	-1,5159	7,0100	0,9996
90 (заклепка)	-1,0065	8,9415	0,9942
110 (заклепка)	-4,9908	20,1740	0,9913

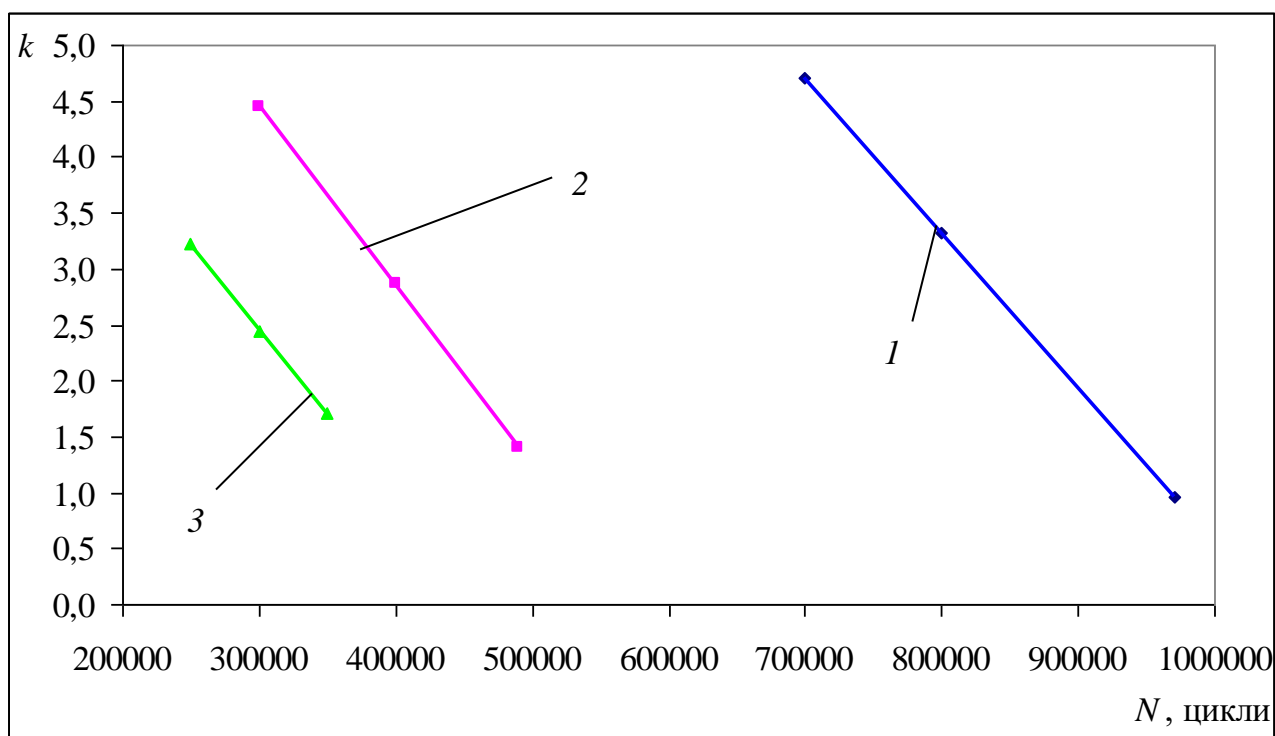


Рис. 4.30. Залежність показника степеня  $k$  в розподілі Парето від напрацювання при напруженнях: 1 – 80 МПа; 2 – 90 МПа; 3 – 110 МПа.

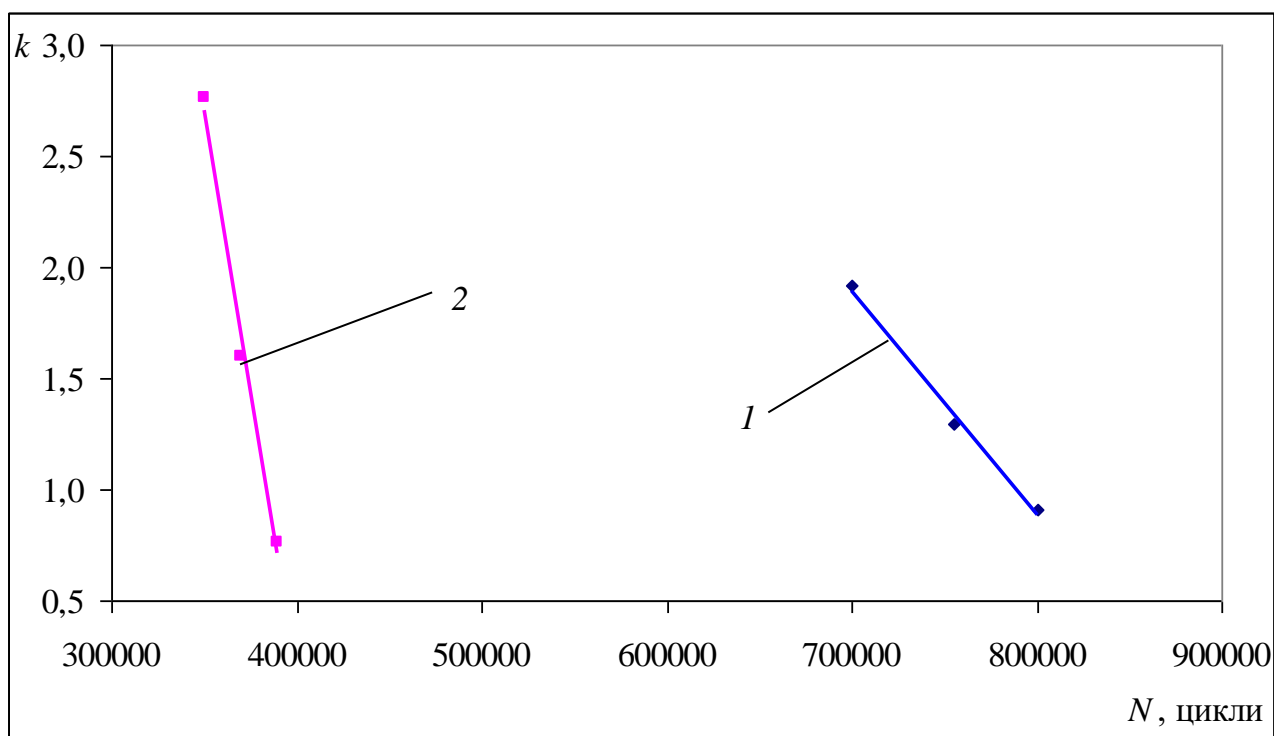


Рис. 4.31. Залежність показника степеня  $k$  в розподілі Парето від напрацювання в зразку із заклепками при напруженнях: 1 – 90 МПа; 2 – 110 МПа.

Зменшення коефіцієнту  $k$  з напрацюванням дозволяє припустити що при певному граничному значенні відбудеться руйнування зразка. Тому можна говорити про підтвердження висновків зроблених в кінці пункту 2.2 при обґрунтуванні граничних значень для математичного очікування і дисперсії розподілу Парето через коефіцієнт  $k$ . Таким чином зміна значення даного коефіцієнта може слугувати ще одним параметром для прогнозування настання граничного стану конструкції. Це припущення буде перевірено у наступному розділі при верифікації розробленої моделі.



## Висновки по четвертому розділу

1. Виконано статистичну обробку експериментальних даних, побудовано криві росту тріщин та виявлено, що ріст втомних тріщин алюмінієвого сплаву Д16АТ при багатоосередковому пошкодженні відповідає експоненційному закону. Розраховано числові коефіцієнти отриманих залежностей.

2. В результаті статистичної обробки величини кількості циклів до зародження тріщини визначено, що масив експериментальних даних описується двопараметричним розподілом Вейбула. Розраховано значення параметрів даного розподілу для випробуваних типів зразків.

3. Побудовано функції розподілу та щільності розподілу довжин втомних тріщин. Виявлено, що дані функції є частковим випадком розподілу Парето. На основі експериментальних даних розраховано параметри цього розподілу при різних рівнях напружень для зразків з отворами та заклепковим з'єднанням.

4. Виявлено залежність параметру розподілу Парето від напрацювання зразка. Знайдено аналітичні залежності, які описують зміну даного параметру та підтверджено його зменшення перед руйнуванням, що відповідає поведінці коефіцієнта функції Гуттенберга-Рихтера.

## РОЗДІЛ 5 МЕТОД ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ ТА ВИЗНАЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ПОШКОДЖЕННІ

Обробка результатів експериментальних досліджень показала справедливість всіх припущень, прийнятих при побудові математичної моделі багатоосередкового пошкодження. Це дозволяє перейти до її застосування та верифікації. Для цього в першу чергу необхідно розробити методіку застосування даної моделі до реальних експлуатаційних або експериментальних даних. Така методіка включає не лише обчислення ресурсу з'єднання за наведеними формулами, але і визначення відповідних вихідних даних для розрахунку. Оскільки розглядувані фізичні процеси є випадковими, вся багатоманітність факторів, що може впливати на ресурс зразка буде в тому чи іншому вигляді відображена в параметрах моделі. Тому вони повинні бути перераховані відповідно до конкретних умов роботи конструкції з метою обчислення релевантних значень та отримання коректних прогнозів. Після цього потрібно провести перевірку адекватності отриманих результатів моделювання шляхом порівняння реального ресурсу зразків з передбаченими моделлю напрацюваннями до руйнування і обчислити похибку розрахунків.

### 5.1 Методіка визначення ресурсу та надійності заклепкових з'єднань

Розроблена імовірнісна модель багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань представлена формулами (2.54-2.56) та включає в себе шість параметрів, а саме:  $a_0, a_*, n, \alpha, \beta, \gamma$ . Всі ці параметри можна умовно поділити на дві групи: геометричні та параметри міцності. До геометричних параметрів можна віднести  $a_0, a_*, n$ , оскільки вони визначаються виключно геометрією зразка або конструктивного елемента. Параметр  $n$  відповідає кількості заклепок (або отворів) у ряду з'єднання,  $a_0$  – початкова довжина тріщини, яку можна надійно виявити,  $a_*$  – гранична довжина тріщини, яка відповідає граничному стану. В даному випадку, коли граничний стан – це

руйнування хоча б однієї з перемичок у з'єднанні ця величина легко визначається як довжина перемички між сусідніми отворами, тобто різниця між кроком заклепок  $L$  та подвоєним радіусом отвору  $r: a_* = L - 2 \cdot r$  (рис. 2.1, а). Знаходження даних параметрів потребує знання виключно геометрії конструкції, а тому не представляє складності.

Друга група параметрів характеризує матеріал, рівень навантаження та умови роботи конструкції. Параметри  $\alpha$  і  $\beta$  – це параметр форми та масштабний коефіцієнт розподілу Вейбула,  $\gamma$  – показник ступеня розподілу Парето у вигляді  $\gamma - 1 = k$ . Для знаходження цих параметрів необхідно мати дані по довжинам втомних тріщин при конкретних напруженнях. Такі дані можна отримати з результатів періодичних технічних оглядів або шляхом проведення втомних випробувань. При цьому у випадку випробувань геометрія зразка має відповідати конфігурації реальної конструкції, а спектр його навантаження імітувати експлуатаційний. За цими даними слід побудувати криві росту тріщин та апроксимувати їх експоненційними залежностями по формулі (4.2) та обчислити відповідні коефіцієнти  $p$  і  $q$  (пункт 4.1). Це дозволить знайти значення  $N_0$  для всіх спостережуваних тріщин при прийнятій

початковій довжині тріщини  $a_0$  за формулою:  $N_0 = \frac{\ln a_0 - p}{q}$ . Маючи діапазон

значень напруження до утворення тріщини з довжиною  $a_0$  стає можливим побудувати його функцію розподілу та за рівнянням (4.4) визначити коефіцієнти  $\alpha$  і  $\beta$  розподілу Вейбула. Однак, для проведення наближених розрахунків  $\alpha$  можна прийняти в діапазоні 4-6 для зразків з отворами та  $\alpha \approx 12$  для заклепкового з'єднання, відповідно до даних проведеного дослідження. Параметр  $\beta$  в свою чергу в експерименті наближався до математичного очікування величини  $N_0$  та відрізнявся від нього при різних напруженнях на 10000-20000 для  $a_0 = 1$  мм, що складало приблизно 2-6% (табл. 5.1). Отже для отримання приблизних результатів припустимо використовувати значення математичного очікування величини  $N_0$  в якості параметру  $\beta$ .

**Порівняння значень масштабного коефіцієнту розподілу Вейбула  $\beta$  та математичного очікування величини  $N_0$**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$a_0$	$N_0$	$\beta$	Розбіжність
80	1,0	954273	965678	1,18%
	1,5	975634	1020911	4,43%
	2,0	990790	1021632	3,02%
90	1,0	473071	487153	2,89%
	1,5	492348	515532	4,50%
	2,0	506026	557608	9,25%
110	1,0	299426	319585	6,31%
	1,5	307825	321683	4,31%
	2,0	313784	343453	8,64%
90 (заклепка)	1,0	732456	718007	1,97%
	1,5	756116	766030	1,29%
	2,0	772903	795752	2,87%
110 (заклепка)	1,0	362140	374748	3,36%
	1,5	371278	381744	2,74%
	2,0	377761	387984	2,63%

Наступний етап це побудова функції розподілу довжини тріщин при фіксованому напруженні. На цьому етапі потрібно задатись деяким напруженням  $N$  та за формулою (4.1) знайти відповідні йому довжини виявлених тріщин. Використовуючи цю вибірку слід побудувати функцію розподілу довжини втомних тріщин та за формулою (4.5) обчислити значення параметру  $\gamma$ . Зміна цього параметру з напруженням може бути врахована відповідно до знайдених у пункті 4.4 лінійних залежностей (табл. 4.9), або за необхідності можуть бути встановлені релевантні залежності, відповідно до отриманих розрахункових значень параметру  $\gamma$ . Процес їх отримання також описано у пункті 4.4.

Таким чином можливо знайти всі шість означених параметрів. Їх можна застосувати напряму підставивши в рівняння (2.54-2.56), але через громіздкість отриманих формул та для спрощення проведення розрахунків рекомендується робити це поетапно. Загалом розрахункова частина включає наступні кроки:

1. Задатися рядом значень напрацювання  $N$  від 0 до величини порядку  $\beta$ ;
2. Розрахувати значення функції розподілу  $F_i(N)$  на основі знайдених значень  $\alpha$  і  $\beta$  та розподілу Вейбула (1.1);
3. Розрахувати значення функцій  $P_0(N)$ ,  $P_1(N)$ ,  $P_2(N)$  за рівняннями (2.1-2.3);
4. Розрахувати зміну параметру  $\gamma$  при різному напрацюванні  $N$ ;
5. Розрахувати функцію розподілу довжин тріщин  $F_a(a_*; N)$  для відповідних  $\gamma$  за формулою (2.52);
6. Розрахувати функцію імовірності об'єднання зустрічних тріщин  $G(a_*; N)$  для відповідних  $\gamma$  за формулою (2.53);
7. Розрахувати імовірність руйнування хоча б однієї пошкодженої перемички  $\Omega_*(N)$  за формулою (2.11);
8. Розрахувати імовірність безвідмовної роботи заклепкового з'єднання  $R(N)$  за формулою (2.13);
9. Розрахувати параметр розподілу ресурсу  $\eta(N)$  за формулою (2.20);
10. Розрахувати функцію розподілу ресурсу з'єднання  $F_T(N)$  за формулою (2.17);
11. Побудувати графіки залежностей  $\Omega_*(N)$ ,  $R(N)$ ,  $F_T(N)$ .

Набір отриманих графічних залежностей і є кінцевим результатом застосування моделі. Шляхом їх аналізу можна з певною імовірністю прогнозувати ресурс розглядуваного з'єднання та робити висновки щодо його надійності. Так, функцію  $\Omega_*(N)$  можна трактувати як імовірність настання граничного стану при заданому напрацюванні, функцію  $R(N)$  – як імовірність руйнування на відповідному числі циклів та зміну залишкової міцності конструкції, а функція  $F_T(N)$  є розподілом часу експлуатації з'єднання до руйнування. Ці дані також можуть використовуватись для обґрунтування та призначення періодичності оглядів. Практичне застосування даної методики та результати аналізу розглянуті в наступних двох пунктах даного розділу.

## 5.2 Розрахунок показників надійності заклепкових з'єднань з використанням експериментальних даних

Для застосування моделі до отриманих експериментальних даних було використано методику, розглянуту в попередньому пункті. Всі параметри визначались з експериментальних досліджень та для розрахунків були прийняті:  $a_0 = 1$  мм,  $a_* = 16$  мм,  $n = 5$ , коефіцієнти  $\alpha$  і  $\beta$  відповідно до пункту 4.2 (табл. 4.6), коефіцієнт  $\gamma$  з обчислень пункту 4.4 (табл. 4.8 та 4.9).

На основі всіх вище зазначених даних були розраховані імовірність руйнування хоча б однієї пошкодженої перемички  $\Omega_*(N)$ , імовірність безвідмовної роботи заклепкового з'єднання  $R(N)$  та функція розподілу ресурсу  $F_T(N)$  для всіх рівнів напружень. Обчислення проводились покроково відповідно до порядку, наведеного в методиці. Переважна більшість розрахунків та побудова графіків виконувались у *Microsoft Excel 2003*, а обчислення значень гіпергеометричної функції Гауса за допомогою веб-ресурсу <http://functions.wolfram.com>. Результати представлено на рис. 5.1-5.5.

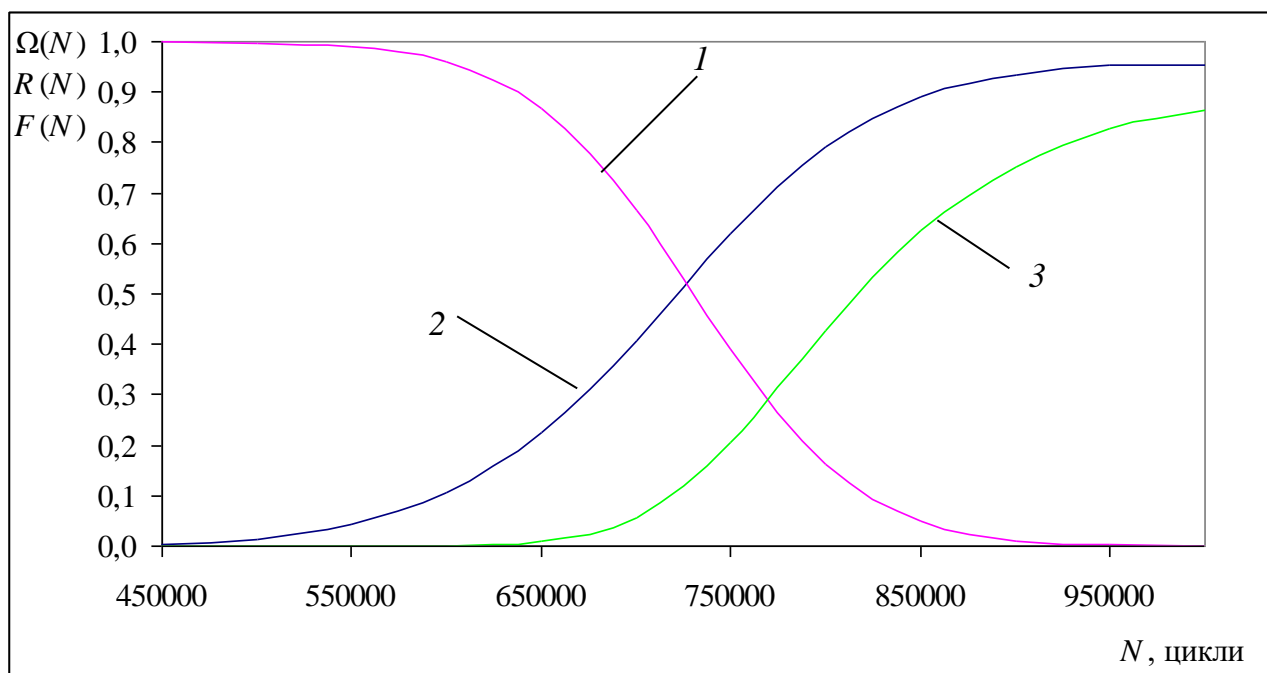


Рис. 5.1. Зміна показників надійності зразка від числа льотних циклів для напруження 80 МПа: 1 –  $R(N)$ ; 2 –  $\Omega_*(N)$ ; 3 –  $F_T(N)$ .

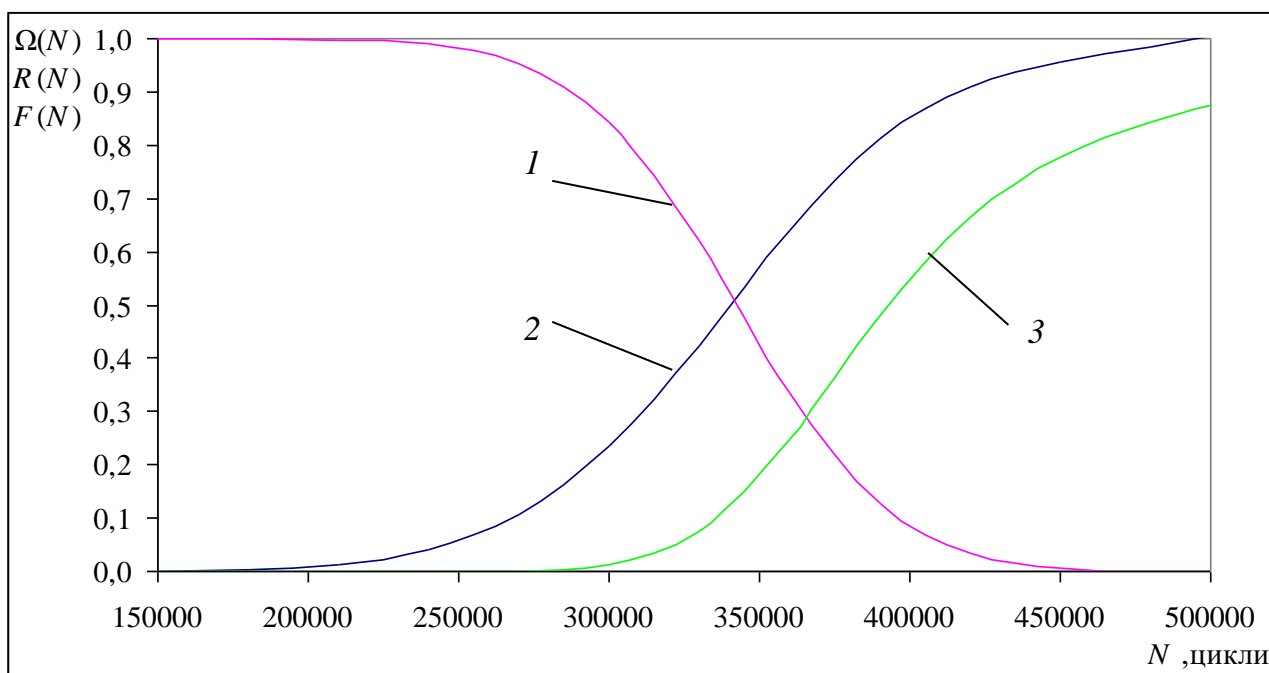


Рис. 5.2. Зміна показників надійності зразка від числа льотних циклів для напруження 90 МПа: 1 –  $R(N)$ ; 2 –  $\Omega_*(N)$ ; 3 –  $F_T(N)$ .

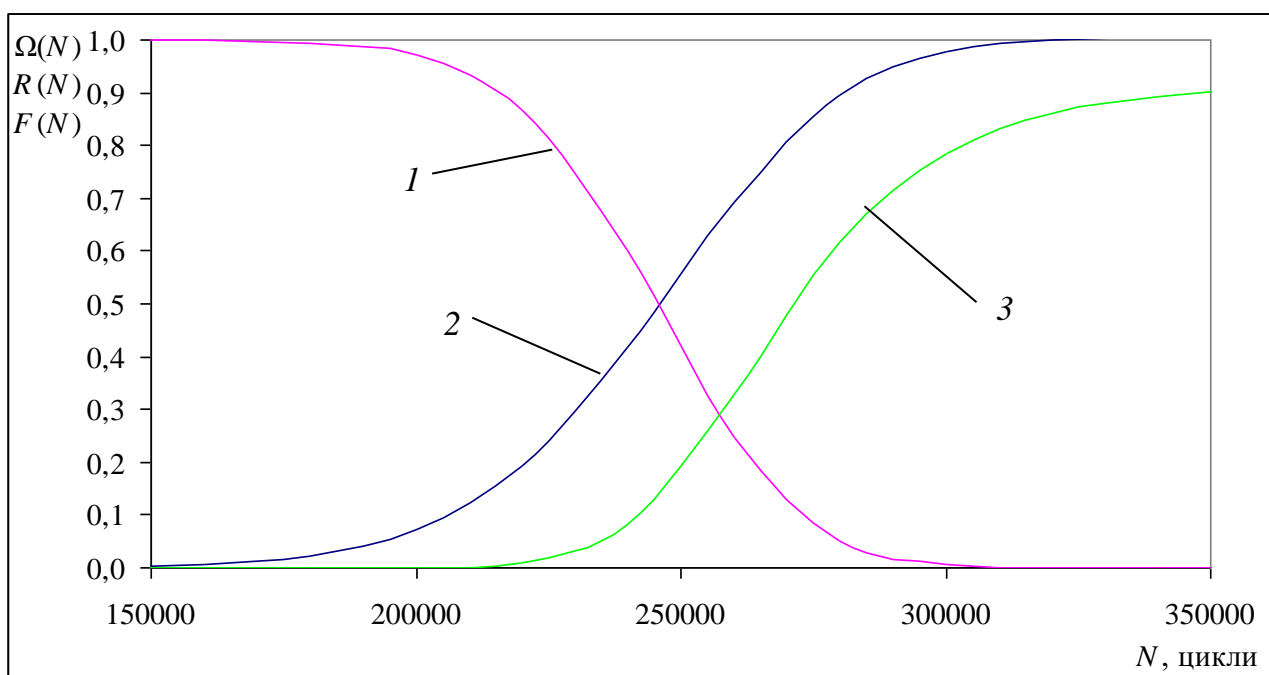


Рис. 5.3. Зміна показників надійності зразка від числа льотних циклів для напруження 110 МПа: 1 –  $R(N)$ ; 2 –  $\Omega_*(N)$ ; 3 –  $F_T(N)$ .

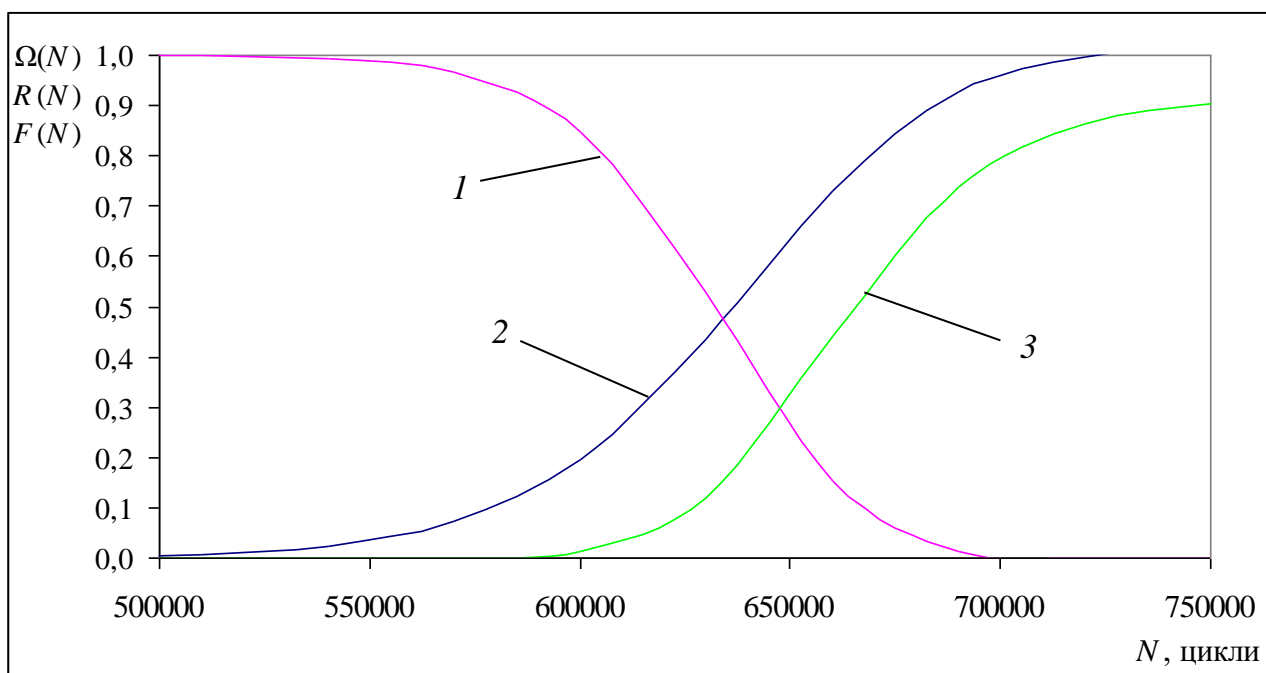


Рис. 5.4. Зміна показників надійності з'єднання із заклепками від числа льотних циклів для напруження 90 МПа: 1 –  $R(N)$ ; 2 –  $\Omega_*(N)$ ; 3 –  $F_T(N)$ .

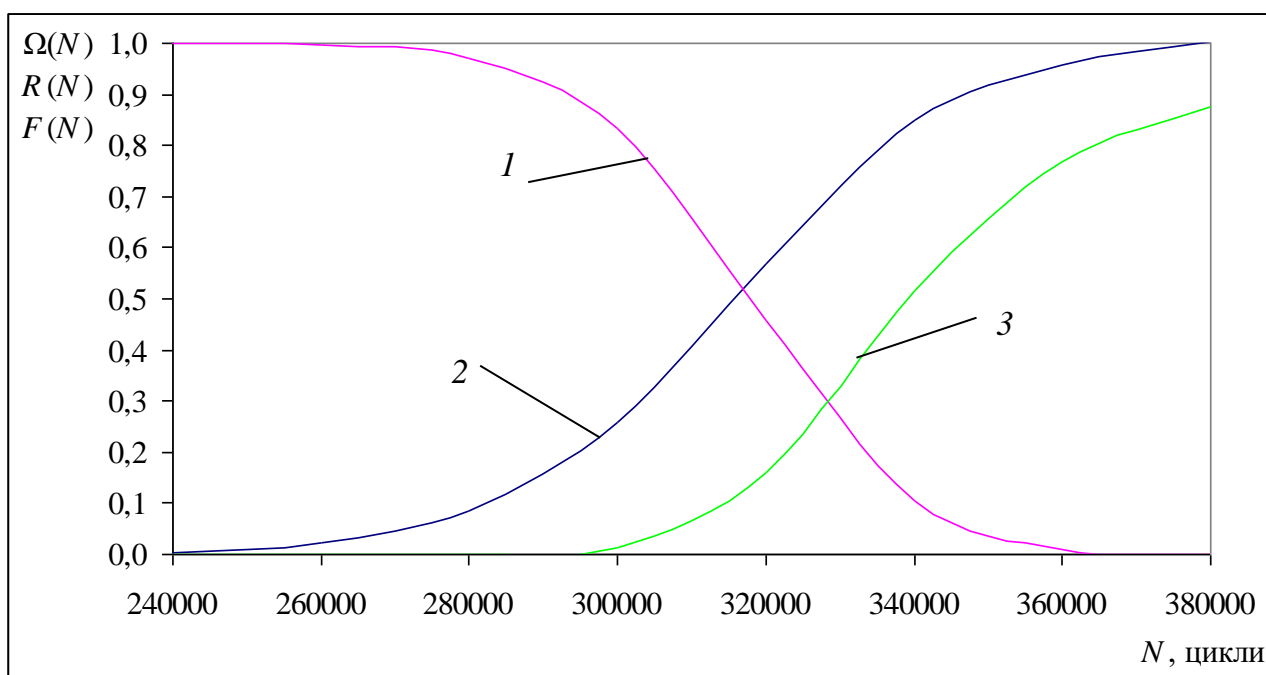


Рис. 5.5. Зміна показників надійності з'єднання із заклепками від числа льотних циклів для напруження 110 МПа: 1 –  $R(N)$ ; 2 –  $\Omega_*(N)$ ; 3 –  $F_T(N)$ .



Характер залежностей на графіках цілковито підтверджує всі очікування. Крива імовірності руйнування хоча б однієї пошкодженої перемички  $\Omega_*(N)$  починається від нуля і зберігає це значення до певного напрацювання коли починають з'являтися втомні тріщини. Після цього імовірність зростає і досягає одиниці при кількості циклів, яка близька до руйнування зразка. Крива імовірності безвідмовної роботи заклепкового з'єднання  $R(N)$  навпаки починається з одиниці і так само зберігає це значення до зародження тріщин. Потім вона поступово зменшується і при руйнуванні зразка досягає нуля. Функція розподілу ресурсу  $F_T(N)$  теж починається з нуля і починає збільшуватись лише при тих напрацюваннях коли руйнування зразка стає теоретично можливим через наявність втомних тріщин.

### **5.3 Верифікація розробленої імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкового з'єднання**

З отриманих графіків можна зробити ряд висновків: по-перше, це можливість прогнозування ресурсу з'єднання за допомогою імовірності безвідмовної роботи, по-друге, це прогнозування настання граничного стану за імовірністю руйнування перемички в з'єднанні, по-третє це використання функції розподілу ресурсу для визначення імовірності руйнування при певному напрацюванні. Окремо потрібно зазначити і другий підхід: можливість прогнозувати все вище зазначене по зміні величини показника ступеня  $k$  розподілу Парето. Розглянемо всі перелічені можливості.

**Імовірність безвідмовної роботи з'єднання.** Очевидно, що дана функція представляє залишкову міцність конструкції і показує імовірність руйнування при певному напруженні і напрацюванні. Отже коли  $R(N)$  наближається до нуля, теоретично повинно відбуватись руйнування зразка. Порівняємо розрахункове напрацювання прогнозоване моделлю  $N_p$  і тривалість випробувань до руйнування реальних експериментальних зразків  $N_e$  та обчислимо похибку. Оформимо результат у вигляді таблиці 5.2.

**Порівняння результатів моделювання та експерименту по руйнуванню**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$R(N)$	$N_p$	$N_e$	Похибка
80	0,0017	950000	994719	4,5%
			750112	-26,6%
			1363428	30,3%
90	0,0068	450000	485507	7,3%
			750992	40,1%
			398739	-12,8%
110	0,0058	300000	355157	15,5%
			375881	20,2%
			247874	-21,0%
90 (заклепка)	0,0003	720000	873147	17,5%
			1005103	28,4%
			838673	14,1%
110 (заклепка)	0,0082	360000	392788	8,3%
			403084	10,7%
			442035	18,6%

Як бачимо, ресурс прогнозований розрахунком для всіх зразків, окрім трьох, є меншим ніж дійсний, що свідчить про працездатність запропонованої моделі, оскільки такі похибки ідуть в запас міцності конструкції. До того ж у випадку зразків із заклепковим з'єднанням метод дозволяє гарантовано передбачити момент часу, коли експлуатацію потрібно припинити для проведення огляду та ремонту з метою попередження руйнування конструкції.

**Імовірність руйнування хоча б однієї пошкодженої перемички.** Функція  $\Omega_*(N)$  дозволяє прогнозувати настання граничного стану з'єднання. Опрацюємо експериментальні дані аналогічним чином (табл. 5.3). Як видно з таблиці, коли функція імовірності руйнування хоча б однієї перемички в моделі починає перевищувати 90%, то у реальному зразку навіть якщо таке руйнування ще не відбулося, воно станеться через невеликий проміжок часу. Більше того, якщо порівняти дані по руйнуванню зразків  $N_3$  та руйнуванню перемичок  $N_{II}$  (табл. 5.4) видно, що ці події відбуваються невдовзі одна після одної. Це свідчить про справедливість обрання руйнування перемички в якості критерію настання граничного стану конструкції.

**Порівняння результатів моделювання та експерименту по руйнуванню  
перемички**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$\Omega_*(N)$	$N_p$	$N_e$	Похибка
80	0,9534	950000	975509	2,6%
90	0,9831	480000	397584 741873	-20,7% 35,3%
110	0,9995	320000	345561 360129	7,4% 11,1%
90 (заклепка)	0,9980	720000	832128 837089	13,5% 14,0%
110 (заклепка)	0,9588	360000	375760 387871 430958	4,2% 7,2% 16,5%

Таблиця 5.4

**Порівняння напрацювання до руйнування зразка та руйнування  
перемички**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$N_p$	$N_3$	Запас напрацювання
80	975509	994719	1,9%
90	397584 741873	398739 750992	0,3% 1,2%
110	345561 360129	355157 375881	2,7% 4,2%
90 (заклепка)	832128 837089	873147 838673	4,7% 0,2%
110 (заклепка)	375760 387871 430958	392788 403084 442035	4,3% 3,8% 2,5%

**Функція розподілу ресурсу.** Ця функція дозволяє здійснити обґрунтоване прогнозування напрацювання до граничного стану з'єднання з врахуванням значення імовірності його реалізації. Великі значення  $F_T(N)$  показують найбільш імовірні строки служби конструкції в заданих умовах. Отже коли значення цієї функції наближається, або перевищує 90% має відбутись настання граничного стану. Співставимо дані моделювання і

усереднені по напруженню експериментальні напрацювання до руйнування (табл. 5.5). Якщо порівняти отримані результати, можна зробити висновок, що прогнози, зроблені по  $F_T(N)$  мають більшу точність відносно інших підходів.

Таблиця 5.5

**Порівняння результатів моделювання та експерименту по настанню граничного стану**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$F_T(N)$	$N_p$	$N_e$	Похибка
80	0,8634	1000000	1036068	3,5%
90	0,8945	540000	545079	0,9%
110	0,9070	360000	365519	1,5%
90 (заклепка)	0,9055	780000	855910	8,9%
110 (заклепка)	0,8760	380000	412636	7,9%

**Зміна коефіцієнту  $k$  розподілу Парето.** Окрім описаних методів, можна використати факт зменшення коефіцієнту  $k$  для передбачення ресурсу з'єднання. Застосовуючи критерій «в'язкого» руйнування, описаний у пункті 2.2 другого розділу, маємо розрахункове граничне число циклів  $N_p$  коли  $\gamma \rightarrow 2$ , тобто  $k = \gamma - 1 \rightarrow 1$ . Порівняємо отримані дані з усередненим по напруженню числом циклів за якого відбувалося руйнування зразка  $N_e$ . Результат наведено у табл. 5.6.

Таблиця 5.6

**Прогнозування ресурсу по коефіцієнту  $k$  розподілу Парето**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$k$	$N_p$	$N_e$	Похибка
80	0,9635	970000	1036086	6,4%
90	0,9288	520000	545079	4,6%
110	0,9464	400000	365519	-9,4%
90 (заклепка)	0,9902	790000	855910	7,7%
110 (заклепка)	0,9594	385000	412636	6,7%

За тим же принципом можна прогнозувати руйнування перемички у зразку. Критерій «крихкого» руйнування відповідає умові  $\gamma \rightarrow 3$ , тобто  $k = \gamma - 1 \rightarrow 2$ , звідки отримуємо розрахункове граничне число циклів  $N_p$ . Його порівняння з руйнуванням реальних перемичок  $N_e$  наведено в табл. 5.7.

Таблиця 5.7

**Прогнозування руйнування перемички по коефіцієнту  $k$  розподілу Парето**

$\sigma_{\max}$ , МПа	$k$	$N_p$	$N_e$	Похибка
80	1,9352	900000	975509	7,7%
90	1,9721	455000	397584 741873	-14,4% 38,7%
110	2,0075	330000	345561 360129	4,5% 8,4%
90 (заклепка)	2,0973	680000	832128 837089	18,3% 18,8%
110 (заклепка)	1,9576	365000	375760 387871 430958	2,9% 5,9% 15,3%

Таким чином, порівнюючи дані всіх підходів можна побачити, що модель хоч і не має безпрецедентної точності, але безумовно є працездатною і дозволяє вчасно передбачити настання руйнування, або утворення дефекту значного розміру, що значно спрощує призначення періодів огляду конструкції та обґрунтування періодичності технічного обслуговування.

## Висновки по п'ятому розділу

1. Розроблено методику розрахунку релевантних значень параметрів імовірнісної моделі багатоосередкового пошкодження заклепкових з'єднань, що дає змогу застосовувати її до експериментальних або експлуатаційних даних.

2. Відповідно до методики розраховано функції імовірності безвідмовної роботи заклепкового з'єднання  $R(N)$ , імовірності руйнування хоча б однієї перемички в з'єднанні  $\Omega_*(N)$  та функції розподілу ресурсу  $F_T(N)$  зразків, що дозволило прогнозувати їх ресурс та надійність і порівняти їх з експериментальними даними для всіх рівнів напружень. Похибка прогнозів для зазначених функцій перебувала в межах 30%, 20% та 10% відповідно.

3. Апробовано прогнозування ресурсу зразків відповідно до зміни показника ступеня розподілу Парето з напрацюванням. Обчислено похибки прогнозів, які знаходились в межах 15%.

4. Шляхом порівняння всіх застосованих підходів виявлено найбільш точні способи прогнозування ресурсу, похибка яких лежить в межах 10-15% та виявлено, що для зразків із заклепковим з'єднанням вона завжди іде в запас міцності зразка.

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Головний науковий результат роботи – нове вирішення науково-технічної задачі визначення надійності та ресурсу заклепкових з'єднань панельних авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні. Дана задача вирішена шляхом наукового обґрунтування та розробки нового математичного забезпечення для моделювання процесів утворення та росту втомних тріщин в конструкціях з отворами із алюмінієвого сплаву Д16АТ з врахуванням експериментально встановлених закономірностей.

Проведений комплекс досліджень дозволяє зробити наступні висновки:

1. Розроблено імовірнісну математичну модель багатоосередкового пошкодження і на її основі запропонований новий метод визначення надійності та ресурсу заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій. Показано, що для реалізації даного методу необхідно мати інформацію щодо статистичних розподілів циклічного напручування до утворення втомних тріщин та їх довжини, а також щодо імовірності об'єднання сусідніх тріщин в з'єднанні.

2. Розроблено та апробовано оригінальну методику експериментальних досліджень втомного багатоосередкового руйнування модельних зразків з множинними концентраторами та методику автоматизованого визначення довжини тріщин в процесі циклічного навантажування без зупинки експерименту. Це дозволяє отримувати експериментальні дані підвищеної точності одночасно по багатьом тріщинам.

3. На основі аналізу та статистичної обробки результатів експериментальних досліджень підтверджено, що напручування до появи втомної тріщини описується двопараметричним розподілом Вейбула. Визначені параметри даного розподілу при різних рівнях циклічного навантажування та для зразків з множинними отворами і зразків з заклепковим з'єднанням.

4. Теоретично та експериментально обґрунтовано, що статистичний розподіл довжини втомних тріщин при багатоосередковому пошкодженні відповідає закону Парето. Визначено, як змінюються параметри цього

розподілу з циклічним напруженням при різних значеннях діючого циклічного напруження.

5. На основі розподілу Парето для довжини тріщин запропонована математична модель об'єднання тріщин, які ростуть на зустріч одна до одної з сусідніх отворів. На основі даної моделі визначена імовірність об'єднання тріщин як функція числа циклів навантажування.

6. Проведено перевірку працездатності розробленого методу шляхом порівняння прогнозованих ресурсів з напруженням до руйнування реальних зразків. Похибка результатів залежить від застосованого підходу і в середньому знаходиться в межах 10-15%. При цьому в більшості випадків вона іде в запас міцності зразка.

7. Результати роботи впроваджено в навчальний процес Національного авіаційного університету та на ДП «АНТОНОВ» у виробництві літаків транспортної категорії для підвищення точності прогнозування появи та розвитку втомних тріщин у панелях, що містять заклепкові з'єднання та визначення їх надійності і несучої здатності.



## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Метод определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации. – М.: Минтранс, 1996. – 29 с.
2. Надежность в технике. Основные понятия, термины и определения: ГОСТ 27.002-89. – [Действителен от 1990-07-01]. – М.: Госстандарт СССР, 1990. – 36 с.
3. Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report) / Airworthiness Assurance Working Group. – 1999. – 162 p.  
Режим доступа:  
[http://www.faa.gov/aircraft/air\\_cert/design\\_approvals/transport/aging\\_aircraft/media/ARAC\\_WFDFinalReport399A.pdf](http://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/transport/aging_aircraft/media/ARAC_WFDFinalReport399A.pdf)
4. Goranson U.G. Damage tolerance. Facts and fiction. [Электронный ресурс] / U.G. Goranson // Keynote Presentation in Int. Conf. on Damage Tolerance of Aircraft Structure (Delft, the Netherlands, 25 September 2007), 2007. – 58 p.  
Режим доступа:  
[http://dtas2007.fyper.com/userfiles/file/Paper%2011\\_Goranson.pdf](http://dtas2007.fyper.com/userfiles/file/Paper%2011_Goranson.pdf)
5. Boeing 737-201 Piedmont Airlines Accident Description [Электронный ресурс] Aviation Safety Network.  
Режим доступа:  
<http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19890120-2>
6. Boeing 737-222 Far Eastern Air Transport Accident Description [Электронный ресурс] / Aviation Safety Network  
Режим доступа:  
<http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19810822-0>
7. Boeing 737-297 Aloha Airlines Accident Description [Электронный ресурс] / Aviation Safety Network  
Режим доступа:  
<http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19880428-0>

8. Boller C. Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure. // Monograph on Structural Health Monitoring. Bangalore, India: Institute of Smart Structures and Systems (ISSS), 2002. – pp. 1-59.  
Режим доступа:  
[http://www.shef.ac.uk/content/1/c6/06/05/89/Boller\\_Monogram\[1\].pdf](http://www.shef.ac.uk/content/1/c6/06/05/89/Boller_Monogram[1].pdf)
9. Handbook for damage tolerant design (DTD Handbook) [Электронный ресурс] // AFGROW.net. – 2010.  
Режим доступа:  
<http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/default.aspx>
10. Schijve J. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated / J. Schijve // International Journal of Fatigue, 2009. – Vol. 31, No. 6. – pp. 998-1011.
11. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций / А.А. Шанявский. – Уфа: Монография, 2003. – 802 с.
12. POD Assessment of NDI Procedures Using a Round Robin Test (AGARD report 809) / Advisory Group for Aerospace Research & Development, 1995. – 48 p.
13. Bode M.D. Survey of transport airplane structural repairs and alterations: survey & teardown final results / M.D. Bode, W.M. Sippel, D. Ostgaard, J.G. Bakuckas // Presentation on 2011 Air Transport Association NDT Forum (April 29, 2011), 2011. – 39 p.
14. AirInsight. Электронный ресурс: <https://airinsight.com/are-aging-fleets-a-problem>
15. Goranson U.G. Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs / U.G. Goranson // Int. J. Fatigue, 1997. – Vol. 20, No. 6. – pp. 413-431.
16. Kim J.H. Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model / J.H. Kim, G. Zi, S-N. Van // Structural Engineering Mechanics, 2011. – Vol. 38, No. 4. – pp. 443-457.

17. Handbook for Damage Tolerant Design // Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis software tool. Section 3.2: Equivalent Initial Quality, 2010. – pp. 3.2.1-3.2.11.

Режим доступа:

<http://www.afgrow.net/applications/DTDDHandbook/pdfs%5C3.2.1-3.2.11.pdf>

18. Yang J-N. Durability methods development. Technical report AFFDL-TR-79-3118. Vol. V: Durability analysis methodology development / J.N. Yang, S.D. Manning, W.R. Garver // Structural and Design Department, GDC, Fort Worth, Texas, US, 1979. – 96 p.

Режим доступа: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a116395.pdf>

19. Yang J-N. Statistical estimation of economic life for aircraft structures / J.N. Yang // Journal of Aircraft, 1980. – Vol. 17, No. 7. – pp. 528-535.
20. Tong Y.C. Literature review on aircraft structural risk and reliability analysis (Technical Report) / Aeronautical and Maritime Research Laboratory. DSTO – TR-1110, 2001. – 48 p.
21. Wang H.L. Monte Carlo analysis of widespread fatigue damage in lap joints // Analysis of widespread fatigue damage in aerospace structures (Final report for Air Force Office of Scientific Research) / A.F. Grandt, Jr., T.N. Farris, B.H. Hillberry // Purdue University, 1999. – 25 p.
22. Cavallini G. A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components / Cavallini G., Lazzeri R. // Engineering Fracture Mechanics, 2007. – Vol. 74, No. 18. – pp. 2964-2970.
23. Joint Service Specification Guide for Aircraft Structures (JSSG-2006) / Department of Defense USA, 1998.
- Режим доступа: <http://www.everyspec.com> on 2011-10-06T16
24. Molent L. Characterization of equivalent initial flaw sizes in 7050 aluminum alloy / L. Molent, Q. Sun, A. Green // Fatigue Fracture Engineering Material Structures, 2006. – No. 29. – pp. 916-937.

25. Rambalakov A. Non-periodic inspection of aging aircraft structures / A. Rambalakov, G. Deodatis // Proc. 9th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Atlanta, USA, GA, March 6–9, 2006), 2006. – pp. 1-18.  
Режим доступа:  
<http://www.ewp.rpi.edu/hartford/~ernesto/S2007/SMRE/Zpapers/Rambalakov.pdf>
26. White P. Review of methods and approaches for the structural risk assessment of aircraft (Technical Report) / White P // Defense Science and Technology Organization. DSTO – TR-1916, 2006. – 65 p.
27. Yang J-N. Reliability Analysis Of Aircraft Structures Under Random Loading And Periodic Inspection / J-N Yang, W.J. Trapp // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal, 1974. – Vol. 12. No. 12. – pp. 1623-1630.
28. Ito S. Non-Periodic Inspection By Bayesian Method II: Structures With Elements Subjected to Different Stress Levels / S. Ito, G. Deodatis, Y. Fujimoto, H. Asada, M. Shinozuka // Probabilistic Engineering Mechanics, 1992. – Vol. 7. – pp. 205-215.
29. Журков С.Н. Можно ли прогнозировать разрушение? / С.Н. Журков, В.С. Куксенко, В.А. Петров // Будущее науки. – М.: Знание, 1983. – с.100-111.
30. Екобори Т. Научные основы прочности и разрушения материалов / Т. Екобори – К: Наукова думка, 1978. – 352 с.
31. Begley J.A. ASTM STM 514 / J.A. Begley, J.D. Landes // – 1972. – 1 p.
32. Begley J.A. ASTM STM 514 / J.A. Begley, J.D. Landes // – 1972. – 24 p.
33. Rice J.R. Treatise on Fracture / J.R. Rice, H. Liebowitz // Academic Press, New York, 1968. – ed. 2. – 191 p.
34. Forsyth, P. J. E. A unified description of micro and macroscopic fatigue crack behavior / P. J. E. Forsyth // International Journal of Fracture, 1983. – No. 5. – pp. 3-14.

35. Gao N, Crack growth morphology and microstructural changes in 316 stainless steel under creep-fatigue cycling / N. Gao, M.W. Brown, K.J. Miller // *Ibid*, 1995. – Vol. 18, № 12. – pp. 1407-1422.
36. Ochi Y. An experimental and statistical investigation of surface fatigue crack initiation and growth / Y. Ochi, A. Ishii, S.K. Sasaki// *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*. – 1985. – Vol. 8, № 4. – pp. 327-339.
37. Parkins R.N. Stress corrosion crack coalescence / R.N. Parkins, P.M. Singh // *Corrosion* – 1990. – Vol. 46, № 6. – pp. 485-499.
38. Херцберг Р.В. Деформация и механика разрушения конструкционных материалов / Р.В. Херцберг // под ред. М.Л. Бернштейна, М.: Металлургия, 1989. – 575 с.
39. Салганик Р.П. Механика тел с большим числом трещин / Р.П. Салганик // *Изв. АН СССР. Механика твердого тела*, 1973. – № 4. – сс. 149-158.
40. Елагин А.Е. Взаимодействие поверхностных трещин в одноосно растянутой пластине / А.Е. Елагин // *Проблемы прочности*, 1990. – № 3. – с. 14-17.
41. Минченков О.С. О взаимном влиянии трещиноподобных дефектов, расположенных в объемных телах / О.С. Минченков, Н.А. Костенко, Ю.И. Попов // *Проблемы прочности*, 1990. – № 8. – с. 34-37.
42. Lindborg U. A statistical model for the linking of microcracks / U. Lindborg // *Acta Met*, 1969. – No. 17. – pp. 521-526.
43. Игнатович С.Р. Критические значения концентрации накопленных рассеянных повреждений / С.Р. Игнатович // *Проблемы прочности*, 1995. – № 4. – с. 61-68.
44. Черепанов Г.П. Современные проблемы механики разрушения / Г.П. Черепанов // *Проблемы прочности*, 1987. – № 8. – с. 3-13.
45. Игнатович С.Р. Прогнозирование объединения рассеянных дефектов / С.Р. Игнатович // *Проблемы прочности*, 1992. – № 2. – с. 71-77.
46. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций / В.В. Болотин // М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.

47. Swift T. Damage Tolerance Capacity/ T. Swif // Fatigue of Aircraft Materials- Proceedings of the Specialists' Conference, Dedicated to the 65th Birthday of J. Schijve, Delft University, 1992. – pp. 351-387.
48. Dowling N.E. Mechanical Behavior of Materials: Engineering Methods for Deformation, Fracture and Fatigue / N.E. Dowling // Prentice Hall, Second Edition, Upper Saddle River, NJ, 1999. – 830 p.
49. Garcia A.N. Simplifying MSD modeling by using continuing damage assumption and parametric study: the role of rivet squeeze force / A.N. Garcia, Jr. A.W.S. Mello, P.E. Irving // Proc. 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (USA, Anchorage, A., September 14-19, 2008), – Paper ICAS 2008-9.8.1. – 9 p.  
Режим доступа:  
[http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/521.PDF](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/521.PDF)
50. Horst P. Criteria for the Assessment of Multiple Site Damage in Ageing Aircraft / P. Horst // Structural Integrity & Durability, 2005. – Vol. 1. – pp. 49-65.
51. Santgerma A. Developpement d'Une Methodologie de Prevision du Comportement des Strutures d'Avions Civils en Presence de Dommages Multiples de Fatigue / A. Santgerma // Doctorate Thesis, Department of Mechanical Engineering, Toulouse, 1997. – 241 p.
52. Tanaka K. Fatigue Crack Propagation from a Crack Inclined to the Cyclic Tensile Axis / K. Tanaka // Engineering Fracture Mechanics, 1974. – Vol. 6. – pp. 493-507.
53. Salgado N.K. Damage Tolerance Design System DTD, Computer Code Version 5.0, Empresa Brasileira de Aeronautica/ N.K. Salgado, S.J. Campos – S.P., Brazil, 1999.
54. Miner M.A. Cumulative damage in fatigue / M.A. Miner // Applied Mechanics, 1945. – No. 12. – pp. A159-A164.
55. Xing J. A Maximum Likelihood Method for Estimates of the Statistics of the Crack Growth Behavior / J. Xing, Y.J. Hong // International Journal of Pressure Vessels and Piping, 1999. – Vol. 76. – pp. 641-646.

56. Virkler D.A. The Statistical Nature of Fatigue Crack Propagation / D.A. Virkler, B.M. Hillberry, P.K. Goel // *Journal of Engineering Materials and Technology*, 1979. – Vol. 101. – pp. 148-153.
57. Proppe C. Probabilistic Analysis of Multi-Site Damage in Aircraft Fuselages / C. Proppe // *Computational Mechanics*, 2003. – Vol. 30. – pp. 323-329.
58. Schijve J. *Fatigue of Structures and Materials* / J. Schijve. – Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2001. – 536 p.
59. Muller R.P.G. An experimental and analytical investigation on the fatigue behaviour of fuselage riveted lap joints. The significance of the rivet squeeze force, and a comparison of 2024-T3 and Glare 3 / R.P.G. Muller. – PhD Dissertation, The Netherlands TU Delft, 1995. – 316 p.
60. Fawaz S.A. Accurate Stress Intensity Factor Solutions for Unsymmetric Corner Cracks at a Hole [Электронный ресурс] / S.A. Fawaz, B. Andersson // FFA-Report, Sweden, 2000. – 25 p.  
Режим доступа: <http://www.afgrow.net/downloads/documents/aging2000.pdf>
61. Rooke D.P. Stress Intensity Factors for Cracked Holes in the Presence of Other Boundaries, / D.P. Rooke // *Fracture Mechanics in Engineering Practice*, ed. P. Stanley, Applied Science Publishers, 1977. – pp. 149-163.
62. Rooke D.P. *Compendium of Stress Intensity Factors* / D.P. Rooke, D.J. Cartwright // Her Majesty's Stationery Office, London, 1976. – 330 p.
63. Tada H. *The Stress Analysis of Cracks Handbook. Second Edition* / H. Tada, P.C. Paris, G.R. Irwin // Del Research Corp, Hellertown, Penn, USA, 1973. – 297 p.
64. Rooke D.P. Opening-Mode Stress Intensity Factors for Two Unequal Cracks at a Hole / D.P. Rooke, J. Tweed // RAE Technical Report 79105, 1979. – 32 p.
65. Pavelko V. Model of the multi-site fatigue damage in the thin-walled structure / V. Pavelko, J. Timoshtchenko // Proc. 5th Int. Conf. “Reliability and statistics in transportation and communication” (Part 2) (Riga, Latvia, October 13–14, 2005). Riga, 2005. – pp. 327-334.

66. Cavallini G. A probabilistic approach to aircraft structures risk assessment / G. Cavallini, A. Lanciotti, L. Lazzeri // In: 19th ICAF symposium, Edinburgh, UK, 1997. – pp. 421-440.
67. Cavallini G. An experimental and numerical analysis of multi-site damaged buttjoints / G. Cavallini, R. Galatolo, G. Cattaneo // 20th ICAF symposium, Bellevue, USA, 1999. – pp. 177-201.
68. Lazzeri R. The PISA code / R. Lazzeri // AEROTECNICA Missili e Spazio, 2002. – No. 81(1). – pp. 17-25.
69. Kuo A. Assessment of damage tolerance requirements and analyses-task I report / A. Kuo, D. Yagur, M. Levy // ICAF Doc. 1583, AFVAL-TR-86-3003, AFVAL Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, 1986. – Vol. II. – 149 p.
70. Broek D. Estimation of requirements of inspection intervals for panels susceptible to multiple site damage / D. Broek, S. Sampath // Structural integrity of aging airplanes, Atluri Ed, 1991. – pp. 339-389.
71. Deodatis G. Non-Periodic Inspection By Bayesian Method I / G. Deodatis, Y. Fujimoto, S. Ito, J. Spencer, H. Itagaki // Probabilistic Engineering Mechanics, 1992. – No. 7. – pp. 191-204.
72. Deodatis G. Reliability of Aircraft Structures Under Non-Periodic Inspections: A Bayesian Approach / G. Deodatis, H. Asada, S. Ito // Engineering Fracture Mechanics, 1996. – Vol. 53, No. 5. – pp. 789-805.
73. Краснопольський В.С. Ймовірнісний розподіл довжин втомних тріщин у заклепкових з'єднаннях літака / С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський // Фізико-хімічна механіка матеріалів, 2013. – Том 49, № 2. – с. 109-116.
74. Krasnopol'skii V.S. Probability Distribution of the Lengths of Fatigue Cracks in Riveted Joints of an Aircraft / S.R. Ignatovich, E.V. Karan, V.S. Krasnopol'skii // Materials Science, 2014. – Vol. 49, No. 2. – pp. 257-263.
75. Каран Е. В. Коэффициенты уравнения Пэриса для описания роста усталостных трещин в сплаве Д16АТ / С.Р. Игнатович, Е.В. Каран // АВИА-2015: XII Міжнародна науково-технічна конференція, 28-29 квітня 2015 р.:



тези доповідей. – К.: Вид-во Національного авіаційного університету. “НАУ-друк”, 2015. – Т. 1. – с. 18.5-18.8.

76. Краснопольський В.С. Імовірнісний розподіл довжин тріщин в заклепкових з'єднаннях авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні / В.С. Краснопольський, С.Р. Ігнатович // матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», (Київ, 16-17 квітня 2015), НТУУ КПІ. – К.: НТУУ КПІ, 2015. – с. 83-90.
77. Краснопольський В.С. Численне моделювання росту усталостних тріщин при многоочаговом пошкодженні / В.С. Краснопольський, С.Р. Ігнатович, А.Д. Кравченко // матеріали XIII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2017», (19-21 квітня 2017), НАУ. – К.: НАУ, 2017. – с. 19.1-19.5.
78. Ігнатович С.Р. Свідчення про реєстрацію авторського права на твір № 67244. Комп'ютерна програма «CrackSkinP» / С.Р. Ігнатович, О.С. Якушенко, В. С. Краснопольський, 2016.
79. Schijve J. Multiple-site damage in aircraft fuselage structures / J. Schijve // Fatigue Fracture Engineering Material Structures, 1995. – Vol. 18, No. 3. – pp. 329-344.
80. Garcia A.N. Lap joint MSD assessment using a probabilistic model / A.N. Garcia, P.E. Irving // Proc. 11th Int. Conf. on Fract. “Aeronautics & Aerospace” (Turin, Italy, March 20-25, 2005), 2005. – pp. 74-79.  
Режим доступу:  
<http://www.gruppofrattura.it/pdf/ICF11/Aeronautics%20&%20Aerospace/index.html#/74/zoomed>
81. Ботвина Л.Р. Автомодельность накопления повреждаемости / Л.Р. Ботвина, Г.И. Баренблатт // Проблемы прочности, 1985. – № 12. – с. 17-24.
82. Ботвина Л.Р. Кинетика разрушения конструкционных материалов / Л.Р. Ботвина // М.: Наука, 1989. – 232 с.

83. Ботвина Л.Р. Разрушение: кинетика, механизмы, общие закономерности / Л.Р. Ботвина // М.: Наука, 2008. – 334 с.
84. Игнатович С.Р. Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Н.И. Бурау, В.С. Краснопольский // Вісник Тернопільського Національного технічного університету: спеціальний випуск, 2011. – ч. 2. – с. 136-143.
85. Ignatovich S.R. The reliability of detecting cracks during nondestructive testing of aircraft components / S.R. Ignatovich, N.I. Bouraou // Russian journal of nondestructive testing, 2013. – Vol. 49, No. 5. – pp. 294-300.
86. Игнатович С.Р. Прогнозирование объединения рассеянных дефектов / С.Р. Игнатович // Проблемы прочности, 1992. – № 2. – с. 71-77.
87. Игнатович С.Р. Моделирование объединения рассеянных поверхностных трещин. Сообщение 1. Вероятностная модель объединения трещин / С.Р. Игнатович, А.Г. Кучер, А.С. Якушенко, А.В. Башта // Проблемы прочности, 2004. – № 2. – с. 21-32.
88. Игнатович С.Р. Вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения заклепочных соединений авиационных конструкций / С.Р. Игнатович // Проблемы прочности, 2014. – № 3. – с. 48-58.
89. Ігнатович С.Р. Надійність заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому втомному пошкодженні (MSD) / С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський, Л.А. Хумарян // Матеріали XI Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2013», – Т.3. – К.: НАУ, 2013. – с. 20.25-20.28.
90. Игнатович С.Р. Прогнозирование предельного состояния при многоочаговом повреждении (MSD) заклепочных соединений авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран, // Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Усталость и термоусталость материалов и элементов

конструкций», 28-31 мая, 2013. – Киев: Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАНУ, 2013. – с. 121-123.

91. Iyyer N. Aircraft life management using crack initiation and crack growth models – P-3C Aircraft experience / N. Iyyer, S. Sarkar, R. Merrill, N. Phan // *International Journal of Fatigue*, 2007. – No. 29. – pp. 1584-1607.
92. Игнатович С.Р. Кинетика роста усталостных трещин в образцах алюминиевого сплава Д16АТ с множественными концентраторами / С.Р. Игнатович, Е.В. Каран // *Проблемы прочности*, 2015. – № 4. – с. 91-101.
93. Игнатович С.Р. Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран // *Вестник двигателестроения*. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2013. – № 2. – сс. 261-264.
94. Краснопольський В.С. Утворення та розповсюдження втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, С.Р. Ігнатович, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», ТНТУ ім. Івана Пулюя. – Т.: Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя, 2015. – с. 102-105.
95. Head A.K. The growth of fatigue cracks / A.K. Head // *The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, 1953. – Vol. 44, Issue 356. – pp. 925-938.
96. Frost N.E. Metal fatigue / N.E. Frost, K.J. Marsh, L.P. Pook // Oxford: Clarendon Press, 1974. – 499 p.
97. Frost N.E. The propagation of fatigue cracks in test specimens / N.E. Frost, D.S. Dugdale // *Journal of the Mechanics and Physics Solids*, 1958. – Vol. 6, Issue 2. – pp. 92-110.
98. Barter S. An experimental evaluation of fatigue crack growth / S. Barter, L. Molent, N. Goldsmith, R. Jones // *Engineering Failure Analysis*, 2005. – Vol. 12. – pp. 99-128.

99. Liu H.W. Crack propagation in thin metal sheets under repeated loading / H.W. Liu // *Journal of Basic Engineering*, 1961. – Vol. 83, Issue 1. – pp. 23-31.
100. Potter J.M. Use of small crack data to bring about and quantify improvements to aircraft structural integrity / J.M. Potter, B.G.W. Yee // *AGARD specialist meeting on behavior of short cracks in airframe structures – Toronto, Canada, 1982.* – 22 p.
101. Manning S.D. Advanced durability analysis. Vol. 1. Analytical methods / S.D. Manning, J.N. Yang // USA, Flight Dynamics Laboratory, 1987. – 211 p.
102. Berens A.P. Risk analysis for aging aircraft fleets. Vol. 1. Analysis / A.P. Berens, P.W. Hovey, D.A. Skinn // University of Dayton Research Institute, 1991. – 212 p.
103. Wang D.Y. An investigation of initial fatigue quality / D.Y. Wang // *Design of Fatigue and Fracture Resistant Structures ASTM STP*, 1982. – Vol. 761. – pp. 191-211.
104. Zhang J.Z. A shear band decohesion model for small fatigue cracks growth in an ultra-fine grain aluminum alloy / J.Z. Zhang // *Engineering Fracture Mechanics*, 2000. – Vol. 65. – pp. 665-681.
105. Schijve J. Fatigue crack growth under variable-amplitude loading / J. Schijve // *Fatigue and fracture, ASM handbook*, 1996. – Vol. 19. – pp. 110-133.
106. Nisitani H. A small-crack growth law and its related phenomena / H. Nisitani, M. Goto, N. Kawagoishi // *Engineering Fracture Mechanics*, 1992. – Vol. 41, No. 4. – pp. 499-513.
107. Nisitani H. Fatigue crack laws in small and large cracks and their physical background / H. Nisitani, N. Kawagoishi // *JSME International Journal Series I*, 1992. – Vol. 35, No. 1. – pp. 1-12.
108. Трощенко В.Т. Механика рассеянного усталостного повреждения металлов и сплавов / В.Т. Трощенко, Л.А. Хамаза // – Киев: ИПП НАН Украины, 2016. – 412 с.
109. Molent L. Recent developments in fatigue crack growth assessment / L. Molent, R. Jones, S. Barter, S. Pitt // *Int. J. Fatigue*, 2006. – V.28. – pp. 1759-1768.

110. Игнатович С.Р. Распределение размеров дефектов при нагружении / С.Р. Игнатович // Проблемы прочности, 1990. – № 9. – с. 40-45.
111. Градштейн И.С., Рыжик И.М. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений. – М.: Наука, 1971. – 1108 с.
112. Карпинтери А. Прогноз развития трещин в полномасштабных конструкциях на основе анализа показателя  $b$  и статистики Юла / А. Карпинтери, Дж. Лачидонья, С. Пуцци // Физическая мезомеханика, 2008. – 11.3. – с. 75-87.
113. Ignatovich S.R. Fatigue cracks growth features in aluminum alloy D16AT / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopol'skii // Proceedings of the 7-th World Congress "Aviation in the XXI-st Century". Safety in Aviation and Space Technologies. – Kyiv: National Aviation University, 2016. – [электронный ресурс].
114. Ignatovich S.R. Probabilistic distribution of crack length in the case of multiple fracture / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopol'skii // Strength of Materials, 2017. – Vol. 49, N 6. – pp. 760-768.
115. Игнатович С.Р. Вероятностное распределение длины трещин при множественном разрушении / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский // Проблемы прочности, 2017. – № 6. – с. 31-43.
116. Ігнатович С.Р. Стохастические закономерности множественного разрушения твердых тел / С.Р. Ігнатович, В.С. Краснопольський, А.Д. Кравченко // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування. Праці V Міжнародної науково-технічної конференції. – Тернопіль: Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя – Вид-во ТНТУ імені Івана Пулюя, 2017. – с. 136-139.
117. Krasnopol'skii V.S. Crack length distribution model for fatigue damage/ V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, S.S. Yutskevich // матеріали Всесвітнього конгресу «Авіація у XXI столітті» – «Безпека авіації та космічні технології». – НАУ, 2018

118. Вентцель Е.С. Задачи и упражнения по теории вероятностей / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров // М.: «ACADEMIA». – 2003. – 443 с.
119. Krasnopol'skii V.S. Riveted joints service life prediction in case of multiple site damage using Pareto's distribution / V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, // матеріали XIV Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2019». – К.: НАУ, 2019. – с. 19.13-19.17.
120. Розрахунки і випробування на міцність у машинобудуванні. Методи механічних випробувань металів. Методи випробувань на втому. Обробка результатів: ДЕРЖСТАНДАРТ 25.502-79. – [Діючий від 1979-10-30]. – М.: Держстандарт СРСР, 1979. – 14 с.
121. Листи з алюмінію і алюмінієвих сплавів. Технічні умови: ДЕРЖСТАНДАРТ 21631-76. – Діючий від 1976-01-01. – М.: Держстандарт СРСР, 1977. – 30 с.
122. Алюміній і сплави алюмінієві деформуємі. Марки: ДЕРЖСТАНДАРТ 4784-97. – Діючий від 2000-01-07. – Мінськ, Міждержавний стандарт, 1998. – 12 с.
123. Савин Г.Н. Справочник по концентрации напряжений / Г.Н. Савин, В.И. Тульчин // – Высшая школа. – Киев, 1976. – 412 с.
124. Краснопольський В.С. Втомне руйнування алюмінієвого сплаву Д-16АТ в зразках з отворами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали XII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2015», (28-29 квітня 2015), НАУ. – К.: НАУ, 2015. с. 18.15-18.18.
125. Машина универсальная испытательная усилием 20 тс. с пульсатором на 10 тс. типа МУП-20. // Паспорт машины, завод испытательных машин, г. Армавир, 1973. – 48 с.
126. Воскобойник М.С. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов / М.С. Воскобойник, Г.С. Лагосюк, М.Д. Миленский. – М.: Транспорт, 1972. – 440 с.

127. Розрахунки та випробування на міцність. Опір втомі. Терміни та визначення: ДСТУ 2444-94. – Чинний від 1995-01-07. – К.: Держспоживстандарт України, 1994. – 32 с.
128. A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures / J.B. De Jonqe, D. Schutz, H. Lowak, J. Schijve. – Darmstadt-Amsterdam, 1973. – 52 p.
129. Метали. Методи випробувань на розтягання: ДЕРЖСТАНДАРТ 1497-84. – Діючий від 1986-01-01. – М.: Держстандарт СРСР, 1984. – 28 с.

# Додатки



**ДОДАТОК А Список публікацій здобувача за темою дисертації та  
відомості про апробацію результатів дисертації**

1. Краснопольский В.С. Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Н.И. Бурау, В.С. Краснопольский // Вісник Тернопільського Національного технічного університету: спеціальний випуск, 2011. – ч. 2. – с. 136-143.

2. Краснопольський В.С. Ймовірнісний розподіл довжин втомних тріщин у заклепкових з'єднаннях літака / С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський // Фізико-хімічна механіка матеріалів, 2013. – Том 49, № 2. – с. 109-116.

3. Краснопольский В.С. Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран // Вестник двигателестроения. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2013. – № 2. – сс. 261-264.

4. Krasnopol'skii V.S. Probability Distribution of the Lengths of Fatigue Cracks in Riveted Joints of an Aircraft / S.R. Ignatovich, E.V. Karan, V.S. Krasnopol'skii // Materials Science, 2014. – Vol. 49, No. 2. – pp. 257-263.

5. Краснопольский В.С. Вероятностное распределение длины трещин при множественном разрушении / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский // Проблемы прочности, 2017. – № 6. – с. 31-43.

6. Krasnopol'skii V.S. Probabilistic distribution of crack length in the case of multiple fracture / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopol'skii // Strength of Materials, 2017. – Vol. 49, N 6. – pp. 760-768.

**Матеріали доповідей на наукових конференціях:**

7. Краснопольський В.С. Надійність заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при багатоосередковому втомному пошкодженні (MSD) / С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський, Л.А. Хумарян // Матеріали

XI Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2013», – Т.3. – К.: НАУ, 2013. – с. 20.25-20.28.

8. Краснопольский В.С. Прогнозирование предельного состояния при многоочаговом повреждении (MSD) заклепочных соединений авиационных конструкций / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, Е.В. Каран, // Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Усталость и термоусталость материалов и элементов конструкций», 28-31 мая, 2013. – Киев: Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАНУ, 2013. – с. 121-123.

9. Краснопольський В.С. Утворення та розповсюдження втомних тріщин у зразках з багатьма концентраторами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, С.Р. Ігнатович, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції «Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування», ТНТУ ім. Івана Пулюя. – Т.:Вид-во ТНТУ ім. Івана Пулюя, 2015. – с. 102-105.

10. Краснопольський В.С. Імовірнісний розподіл довжин тріщин в заклепкових з'єднаннях авіаційних конструкцій при багатоосередковому пошкодженні / В.С. Краснопольський, С.Р. Ігнатович // матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», (Київ, 16-17 квітня 2015), НТУУ КПІ. – К.: НТУУ КПІ, 2015. – с. 83-90.

11. Краснопольський В.С. Втомне руйнування алюмінієвого сплаву Д-16АТ в зразках з отворами / В.С. Краснопольський, Є.В. Каран, Д.Г. Шкуратов, І.І. Швиднюк // матеріали XII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2015», (28-29 квітня 2015), НАУ. – К.: НАУ, 2015. с. 18.15-18.18.

12. Krasnopolskii V.S. Fatigue cracks growth features in aluminum alloy D16AT / S.R. Ignatovich, V.S. Krasnopolskii // Proceedings of the 7-th World Congress “Aviation in the XXI-st Century”. Safety in Aviation and Space Technologies. – Kyiv: National Aviation University, 2016. – [електронний ресурс].

13. Краснопольский В.С. Численное моделирование роста усталостных трещин при многоочаговом повреждении / В.С. Краснопольский,

С.Р. Игнатович, А.Д. Кравченко // матеріали XIII Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2017», (19-21 квітня 2017), НАУ. – К.: НАУ, 2017. – с. 19.1-19.5.

14. Краснопольский В.С. Стохастические закономерности множественного разрушения твердых тел / С.Р. Игнатович, В.С. Краснопольский, А.Д. Кравченко // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування. Праці V Міжнародної науково-технічної конференції. – Тернопіль: Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя – Вид-во ТНТУ імені Івана Пулюя, 2017. – с. 136-139.

15. Krasnopol'skii V.S. Crack length distribution model for fatigue damage/ V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, S.S. Yutskevich // матеріали Всесвітнього конгресу «Авіація у XXI столітті» – «Безпека авіації та космічні технології». – НАУ, 2018.

16. Krasnopol'skii V.S. Riveted joints service life prediction in case of multiple site damage using Pareto's distribution / V.S. Krasnopol'skii, S.R. Ignatovich, // матеріали XIV Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2019». – К.: НАУ, 2019. – с. 19.13-19.17.

#### **Інтелектуальна власність:**

17. Краснопольський В.С. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 67244. Комп'ютерна програма «CrackSkinP» / С.Р. Игнатович, О.С. Якушенко, В.С. Краснопольський, 2016.

## ДОДАТОК Б Акти впровадження



**ЗАТВЕРДЖУЮ:**  
**Головний інженер**  
**ДП «АНТОНОВ»,**  
**д.т.н., професор,**  
**Бичков С.А.**

**АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ КАНДИДАТСЬКОЇ ДИСЕРТАЦІЇ**  
**Краснопольського Володимира Сергійовича на тему:**  
**«Прогнозування граничного стану заклепкових з'єднань авіаційних кон-**  
**струкцій при втомному багатоосередкованому пошкодженні».**

Цей акт складено про те, що результати кандидатської дисертації Краснопольського Володимира Сергійовича, старшого викладача кафедри конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету впроваджено на ДП «АНТОНОВ», а саме метод прогнозування ресурсу заклепкових з'єднань при багатоосередковому пошкодженні, який включає:

1. Методику визначення показників надійності заклепкових з'єднань
2. Методику прогнозування втомного ресурсу заклепкових з'єднань.

Результати дисертаційної роботи Краснопольського В.С. будуть використані у виробництві літаків транспортної категорії, які мають у своєму складі заклепкові з'єднання. Впровадження результатів дисертації дозволить підвищити точність прогнозування появи та розвитку тріщин у панелях, які складаються завдяки заклепковим з'єднанням, а також визначити надійність та несучу здатність вищевказаних з'єднань.

Головний конструктор з міцності, к.т.н.

Семенець О.І.

9.12.19

Заступник головного конструктора, к.т.н.

Василевський Є.Т.

9.12.19

ПОГОДЖЕНО

Проректор з навчальної роботи


 А.Г. Гудманян  
 2020 р.


Проректор з наукової роботи


 В.П. Харченко  
 2020 р.

## АКТ

про впровадження у навчально-виховний процес  
 Національного авіаційного університету

результатів дисертаційної роботи Краснопольського Володимира Сергійовича  
 «Прогнозування граничного стану заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій  
 при втомному багатоосередковому пошкодженні»

Комісія у складі:


Голова – к.т.н., доцент заступник декана Сидоренко О.Ю.  
 Заст. Голови – к.т.н., проф. завідувач кафедри АЕМ Захарченко В.П.  
 Секретар – к.т.н., с.н.с., доцент кафедри машинознавства Тісов О.В.

**Члени:** к.т.н., с.н.с. кафедри АДіБП Жданов О.І., к.т.н., професор кафедри АД Козлов В.В., д.т.н., професор кафедри ПЛППС Гончаренко А.В., к.т.н., с.н.с. доцент кафедри машинознавства Борозенець Г.М., к.т.н., с.н.с. завідувач кафедри ГГС Бадах В.М., яка діє на підставі розпорядження декана Аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету від "29" серпня 2019 р. №82, **засвідчує**, що результати дисертаційної роботи «Прогнозування граничного стану заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при втомному багатоосередковому пошкодженні» впроваджені у навчальний процес кафедри Конструкції літальних апаратів Аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету у вигляді **лабораторної роботи** «Моніторинг росту втомних тріщин в алюмінієвому сплаві Д16-АТ» (д.т.н., проф. С.Р. Ігнатович, старший викладач В.С. Краснопольський) з дисципліни «Ресурс і довговічність авіаційної техніки» за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» освітньо-професійна програма «Обладнання повітряних суден».

Голова комісії

Члени комісії:

Секретар



Сидоренко О.Ю.  
 Захарченко В.П.  
 Жданов О.І.  
 Козлов В.В.  
 Гончаренко А.В.  
 Борозенець Г.М.  
 Бадах В.М.  
 Тісов О.В.